

Kinematik der Flügelschlagbewegungen  
bei *Locusta migratoria* L

Wolfram Zarnack

1970







Kinematik der Flügelschlagbewegungen  
bei Locusta migratoria L.

Inaugural - Dissertation  
zur Erlangung der Doktorwürde  
der Naturwissenschaftlichen Fakultät  
der Ludwig - Maximilians - Universität  
München

vorgelegt von  
Wolfram Zarnack  
aus München

1969



1. Berichterstatter: Prof. Dr. W. Nachtigall

2. Berichterstatter: Prof. Dr. W. Rollwagen

Tag der mündlichen Prüfung: 4. Februar 1970

Dr.- Ing. R. FINSTERWALDER und Herrn H. BAUMERT.

Herrn Dr.- Ing. R. FRIMBERGER und Herrn Dipl. Ing.

P. BERNDT schulden wir besonderen Dank für das große Interesse an unserer Arbeit und für die Unterstützung, die sie uns mit Rat und Tat gewährten. Herr Dr.- Ing. R. FRIMBERGER ermöglichte uns die Teilnahme an einem Praktikum über strömungsmechanisches Meßwesen.

Herrn H. WEBER, Herrn F. HÖFLER, Herrn H. HEIN und Herrn TH. ZASCHKA danke ich sehr für die vielen Ratsschläge und Hilfe beim Bau der Apparate. Darüber hinaus haben sie alle mich freundlich betreut.

Meine Kollegin Fräulein D. UHRIG hat mir beim Versuch und bei der photogrammetrischen Auswertung klug, vorausschauend und zuverlässig geholfen. Sie war in vielen Gesprächen ein aufmerksamer und kritischer Partner. Ich danke ihr herzlich.

Meine Frau hat neben ihrer beruflichen Arbeit in selbstlosem Einsatz die Reinschrift des Manuskripts erstellt und damit auch sichtbar an dem Gelingen dieser Arbeit Anteil. Für das große Verständnis, mit dem sie meinen Alltag begleitete, danke ich ihr zutiefst.

Die Arbeit wurde aus Mitteln der Deutschen Forschungsgemeinschaft finanziert, die Herrn Prof. Dr. W. NACHTIGALL zur Verfügung standen.

Die Bayerische Akademie der Wissenschaften stellte die benötigten Rechenzeiten an dem Rechner Telefunken TR 4 zur Verfügung.

Herrn Prof. Dr. Dr. h.c. H. AUTRUM danke ich, daß er mir, dem zunächst Fachfremdem, einen Arbeitsplatz zur Verfügung stellte und dann an dieser Arbeit durch großzügige Unterstützung bei der Beschaffung der Mittel regen Anteil nahm.

Herr Prof. Dr. W. NACHTIGALL machte mir den großen Reiz der Erforschung des Tierflugs bewußt. Ihm verdanke ich den Anstoß zu dieser Arbeit und viele Anregungen bei der Planung der Versuche. Ich habe gern in seinem Wirkenskreis gearbeitet und danke ihm sehr dafür, daß er mich großzügig und freundlich von jeglicher Verpflichtung freihielt und mir so ein intensives Arbeiten ermöglichte.

Bei der Lösung vieler technischer Probleme des Versuchsaufbaus haben Herr D. BILO und ich zusammen gearbeitet. Das konsequente und freundschaftliche gemeinsame Wirken hat mir große Freude bereitet. Er machte mich auf viele Probleme der biologischen Forschung aufmerksam und half mir so, in dem neuen Wissenskreis heimisch zu werden.

Der Bau der Stereo-Kurzzeitmeßkamera - das Herzstück unseres Versuchsaufbaus - gelang nur durch Herrn Dr.-Ing. G. KIRCHHOFFs außerordentlich reges und aufmerksames Mitdenken. Seine vielen Ratschläge fanden den Niederschlag in zahlreichen Einzelheiten der Konstruktion.

Durch das freundliche Entgegenkommen von Herrn Prof. Dr.-Ing. E. GOTTHARDT konnten Herr BILO und ich unsere Stereomeßbildaufnahmen im Photogrammetrischen Institut der TH München auswerten. Wir sind ihm dafür und für sein reges Interesse an unserer Arbeit zu großem Dank verpflichtet. Für die Betreuung unserer Auswertearbeiten im Photogrammetrischen Institut danken wir auch sehr Herrn

## Inhaltsverzeichnis

|      |                                                                                                                                |    |
|------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| I.   | Zusammenfassung .....                                                                                                          | 1  |
| II.  | Einleitung .....                                                                                                               | 4  |
| III. | Hinweise zur mathematischen Auswertung .....                                                                                   | 10 |
| IV.  | Methode und Material                                                                                                           |    |
| 1.   | Versuchsaufbau, Tierbefestigung,<br>verwendete Geräte .....                                                                    | 13 |
| 2.   | Die Waage .....                                                                                                                | 16 |
| 3.   | Die stereo-photogrammetrische Messung .....                                                                                    | 17 |
| 4.   | Die Objekte .....                                                                                                              | 23 |
| V.   | Die beim Versuch kontrollierten Kräfte,<br>die vermessenen Flügelpunkte .....                                                  | 24 |
| VI.  | Ergebnisse                                                                                                                     |    |
| A.   | Vorderflügel                                                                                                                   |    |
| A I. | Die kinematische Analyse                                                                                                       |    |
| 1.   | Ein allgemeines tierfestes, geoklines<br>Koordinatensystem .....                                                               | 27 |
| 2.   | Die Bewegung im großen, die Bewegung im<br>kleinen,<br>der Vorderflügel als starrer Körper.....                                | 27 |
| 3.   | Der bewegte Vorderflügel als Kreisel .....                                                                                     | 29 |
| 4.   | Ein flügelfestes Koordinatensystem und<br>seine Raumkurven, zwei spezielle tier-<br>feste Vorderflügel-Koordinatensysteme .... | 29 |
| 5.   | Die Raumkurven für alle vermessenen Bilder                                                                                     | 32 |
| 6.   | Die momentane Drehachse und der<br>Winkelgeschwindigkeitsvektor .....                                                          | 34 |
| 7.   | Der Spurkegel und der Polkegel .....                                                                                           | 36 |

|                                                                                     |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----|
| A II. Die eingeprägten Kräfte und Momente                                           |    |
| 1. Die Bewegungsgleichungen .....                                                   | 37 |
| 2. Die Kraftresultante .....                                                        | 37 |
| 3. Die Resultierende der Drehimpulse .....                                          | 38 |
| 4. Der resultierende Drehimpuls von<br>beiden Vorderflügeln .....                   | 41 |
| 5. Das resultierende Drehmoment .....                                               | 44 |
| 6. Die kinetische Energie .....                                                     | 44 |
| A III. Die Anströmung des Vorderflügels .....                                       | 46 |
| 1. Die Relativgeschwindigkeiten .....                                               | 46 |
| 2. Die Winkel zwischen dem Flügel und<br>der Anströmung .....                       | 48 |
| B. Hinterflügel                                                                     |    |
| B I. Die Kinematik des Hinterflügels                                                |    |
| 1. Der Hinterflügel als Regelflächen.....                                           | 51 |
| 2. Die Zeitabhängigkeit der Funktionen<br>$\varphi(t)$ und $\dot{\varphi}(t)$ ..... | 53 |
| B II. Die Wölbung und Verwindung des<br>Hinterflügels .....                         | 53 |
| B III. Der linke Hinterflügel .....                                                 | 54 |
| VII. Diskussion                                                                     |    |
| 1. Welche Kräfte mißt man auf der Waage? ....                                       | 55 |
| 2. Bemerkungen zur photogrammetrischen<br>Auswertung .....                          | 55 |
| 3. Bemerkungen zu der hier angewendeten<br>mathematischen Behandlung .....          | 57 |
| 4. Der analysierte Versuch .....                                                    | 59 |

|                                                                                  |    |
|----------------------------------------------------------------------------------|----|
| 5. Über die Dynamik des Heuschreckenflugs ...                                    | 60 |
| 6. Über die Bestimmung der Luftkräfte .....                                      | 61 |
| 7. Das Zusammenspiel von Muskelkräften<br>und Luftkräften am Vorderflügel .....  | 64 |
| 8. Bemerkungen zur Kinematik des Hinterflügels                                   | 66 |
| VIII. Weiterführung der in dieser Arbeit aufge-<br>griffenen Fragestellung ..... | 68 |
| IX. Literaturverzeichnis .....                                                   | 70 |



## I. Zusammenfassung

Eine Wanderheuschrecke führt in der laminaren Strömung eines Windkanals einen Dauerflug aus. Sie ist auf einer Waage fixiert, die es erlaubt, das zeitliche Mittel von Auftrieb und Widerstand und den momentanen Auftrieb voneinander unabhängig zu messen. Innerhalb eines Zeitintervalls von  $2\frac{1}{2}$  Flügelschlagperioden wird die Flügelschlagbewegung mit einer Stereo-Zeitlupenkamera (50 Stereo-Meßbildpaare im zeitlichen Abstand von 2 ms) photographiert. Die Stereo-Meßbildpaare werden auf einem Stereo-Komparator ausgewertet. Die Waage und die Kamera wurden eigens entwickelt.

Die - vorläufig - als rechteckig und starr angenommenen aktiv bewegten Vorderflügel werden als Kreisel aufgefaßt, deren Kinematik gemäß der Theorie der Mechanik starrer Körper auf Grund der gemessenen Daten untersucht wird. Dabei wird zunächst die momentane Lage der Drehachse bestimmt. Die Resultierenden der dem Flügel eingepprägten Kräfte und Momente und die kinetische Energie werden für eine in achtzehn Einzelphasen zerlegte Flügelschlagperiode berechnet. Mit Hilfe des Vektors der Winkelgeschwindigkeit wird das zeit- und ortsabhängige Vektorfeld der anströmenden Luft an sechs Punkten der Flügelvorderberandung nach Größe und Richtung berechnet.

Die Rechnungen führen für die untersuchte Schlagperiode zu den Ergebnissen:

- 1) Die momentane Drehachse ändert ihre Lage im Raum und zum Flügel sehr stark. Die von WEIS-FOGH und JENSEN (1955) und JENSEN (1955) durchgeführten Rechnungen gehen daher von übersimplifizierenden Voraussetzungen aus. Es gehen wesentliche Flügelbewegungen nicht in die Rechnungen ein.
- 2) Die Resultierenden der eingeprägten Kräfte (keine Entsprechung bei JENSEN) und Momente ändern sich stark (ähnlich JENSEN). Sie haben - ebenso wie die kinetische Energie (bei JENSEN ohne Entsprechung) - bei Abschlagnbeginn ihr überragendes Maximum (unähnlich JENSEN).
- 3) Das Vektorfeld der anströmenden Luft variiert über die Flügellänge und über die Schlagperiode sehr stark. Die Richtungsänderungen zwischen proximal und distal betragen beim Abschlag bis zu  $20^{\circ}$ , beim Aufschlag bis zu  $90^{\circ}$ . Bezogen auf die Vorderrandmitte variiert der Winkel zwischen der anströmenden Luft und dem Flügel von  $+11^{\circ}$  (Abschlag) bis  $-14^{\circ}$  (Aufschlag). Am distalen Ende des Flügelvorderrandes sind die Geschwindigkeitsbeträge zwischen 12 m/s (Abschlag) und 2 m/s (Aufschlag). Die Komponente in Fortschrittsrichtung wird dabei zeitweise Null.

Die Hinterflügel werden als Bereiche von Regelflächen aufgefaßt. Die kinematische Analyse beschränkt sich wegen der relativ großen mathematischen Schwierigkeiten zunächst auf eine grobe Klassifizierung und auf die zahlenmäßige Festlegung der Flügelflächen in den einzelnen Schlagphasen. Es werden geometrische Wölbung und geometrische Verwindung bestimmt.

Die Analyse ergibt:

Während des Abschlags bilden die Hinterflügel approximativ Bereiche von Kreiskegelmänteln. Der halbe Öffnungswinkel variiert zwischen  $105^{\circ}$  (Abschlagbeginn) und  $45^{\circ}$  (Abschlagende). Der Flügel wird beim Abschlagen auf dem Kegelmantel in Fortschrittsrichtung gezogen. Die geometrische Verwindung ist dabei distal negativ und wird proximal positiv.

## II. Einleitung

Der aktive Insektenflug hat schon viele Autoren beschäftigt. Er ist wie der Kleinvogelflug durch schwer durchschaubare instationäre, meist periodische Strömungsvorgänge mit sehr kurzer Periodendauer gekennzeichnet. Man versuchte zunächst zu verstehen, wie sich das Tier überhaupt in der Luft halten kann, wie es die Fluggeschwindigkeiten erreicht usw. Aus diesem Grund maß man die Flügelflächen, verglich sie mit den Körpergewichten, versuchte durch Abschneiden einzelner Flügelpartien den Einfluß der Flügelbereiche zu analysieren (DEMOLL (1918) und andere) und so fort. Alle Meßgrößen, z.B. Schlagfrequenzen, Schlagamplituden, Auftrieb, Widerstand, ergaben immer zeitliche Mittelwerte. Diese erhält auch v. HOLST (1943) bei seinen Modellmessungen zur Aerodynamik kleiner schwingender Flügel. Wie die Mittelwerte aber zustande kommen, wie also die genaue Reihenfolge der momentanen Luftkräfte beschaffen ist, darüber hat man selbst heute noch keine klare Vorstellung.

Die Frage nach den am fliegenden Tier auftretenden momentanen Luftkräften und Luftmomenten bewegt nun keineswegs nur den Aerodynamiker. Die Kenntnis der augenblicklichen Kräfteverhältnisse am fliegenden Tier ist unbedingt erforderlich, will man biologische Verhaltensmuster des fliegenden Tieres, zum Beispiel das Starten und das Steuern verstehen. Eng verbunden mit der Steuerung ist die Sicherung der Flugstabilität. Ein Vogel oder ein Insekt muß beim Verfolgen einer Beute oder bei Flucht Wendemanöver durchführen können, ohne daß dadurch seine Sicherheit durch ein Versagen des Flugapparats gefährdet sein darf. Diese Manöver

dauern vielfach nur wenige Millisekunden oder sogar nur Bruchteile davon. Man muß also wissen, welche Flügelbewegung im einzelnen erforderlich ist, damit das Tier die momentan benötigten Luftkräfte zur Verfügung hat. Diese Grundfrage gilt in gleicher Weise für den einfachsten Flugfall, den unbeschleunigten, d.h. geradlinigen, horizontalen Streckenflug: Schon während des einzelnen "Normalschlages" wechseln die Bewegungsgrößen von Millisekunden zu Millisekunde.

Allgemein kann man den Problemkreis "Momentane Luftkräfte" unterschiedlich zu analysieren versuchen:

1) Man läßt das Tier an einer Waage fliegen und mißt gleichzeitig Bewegung und Kräfte (Nachtigall (1965)). Vorausgesetzt, das Tier befindet sich in einem physiologischen Flugzustand und ist geeignet aufgehängt, so kennt man zuverlässig die - eventuell bereits nach Komponenten zerlegte - momentane Resultante aller am Tier angreifenden Kräfte.

Der Nachteil dieses Verfahrens besteht darin, daß eine eindeutige Zerlegung der Resultante in die von den einzelnen Flügeln herrührende Anteile nur in einfachen Sonderfällen möglich ist. Beim Vierflügler erscheint die meßtechnische Erfassung ausgeschlossen, es sei denn, man gewänne anderweitig Anhaltspunkte für die Luftkraft-erzeugung eines Einzelflügels. Alle bisher entwickelten Waagen waren zudem für phasische Kraftmessungen entweder zu unempfindlich oder zu träge.

2) Man bewegt im Modellversuch den Originalflügel so, wie ihn das Tier in einer bestimmten Situation bewegt hat und mißt nun die zeitabhängigen Kräfte. Man müßte also v. HOLSTs Versuche wesentlich verfeinern.

3) Weiter kann versucht werden, den Originalflügel stationär durchzumessen (WEIS-FOGH und JENSEN (1955)). Hierbei werden allerdings so viele vorerst teilweise nicht prüfbare und teilweise übersimplifizierende Voraussetzungen gemacht (s. Diskussion), daß es sehr fragwürdig erscheint, ob die Meßergebnisse auf den freien, aktiven Flug übertragbar sind. Für den passiven Gleit- oder Segelflug stellt die Meßtechnik dagegen eine korrekte Basis dar (NACHTIGALL (1966); Polardiagramme von Schmetterlingsflügeln).

4) Die momentanen instationären Luftkräfte können berechnet werden. Die allgemeine Lösung dieses Problems liegt noch in weiter Ferne; die Technik mit ihren starren Modellen befaßt sich heute noch nahezu ausschließlich mit Fragen der stationären Umströmung. Man kann erst dann, wenn die momentanen Kräfte durch Rechnung zuverlässig vorherbestimmbar sind, das aerodynamische Problem des Tierflugs als gelöst betrachten.

Welchen Weg man auch einschlägt - man wird letztlich alle Methoden kombinieren müssen -, für alle Versuche und Berechnungen muß die "äußere Kinematik" (NACHTIGALL (1965)) genau bekannt sein. Wie gewinnt man sie? Versucht man zuerst, allgemeine Gesetzmäßigkeiten der Flügelbewegungen zu erlangen, um dann einen Musterflug berechnen zu können? Oder geht man vom Einzelfall (NACHTIGALL (1965))

aus und versucht, diesen bis in alle Einzelheiten hinein zu lösen?

Der erstere Lösungsweg ist sehr schwierig und oft unmöglich. Man kann kaum zu allgemeinen Gesetzmäßigkeiten kommen, wenn man nicht weiß, wie die Flügelbewegung in Hinblick auf die momentane Krafterzeugung sinnvoll zu bewerten ist. Wie gewinnt man in diesem Fall die notwendigen und hinreichenden Kriterien? Häufig zieht man Meßergebnisse der technischen Strömungsmechanik heran, um irgendein Tierflugproblem zu lösen (OEHME (1959) u.a.). Dabei wird aber meist nicht gebührend berücksichtigt, daß die technischen Ergebnisse bei stationären Strömungen gewonnen wurden, und daß außerdem das biologische Objekt eine Feinstruktur besitzt, die in vielen Fällen sicherlich von ausschlaggebender Bedeutung ist: Einfluß der Borstenkämme am Drosophila-Flügel (VOGEL (1966)) und der Schuppen am Schmetterlingsflügel (NACHTIGALL (1966)) auf die Auftriebserzeugung.

Für eine erste Analyse erscheint es mir daher angebracht, den zweiten Lösungsweg zu versuchen. Wie NACHTIGALL (1965) gehe ich vom Einzelfall - ein bestimmter Flugzustand eines bestimmten biologischen Objekts - aus und versuche, diesen vollständig zu klären.

Es war vorgesehen, in dieser ersten Arbeit die Kinetik der Flügelbewegung einer afrikanischen Stabheuschrecke mittels einer Stereo-Kamera zu untersuchen. Gleichzeitig sollten dabei die momentan auftretenden Kräfte gemessen werden.

Die afrikanische Stabheuschrecke ist in mancher Hinsicht ein günstiges Untersuchungsobjekt: Sie ist zweiflügelig, hat niedrige Schlagfrequenz, ein relativ einfaches Flügelgelenk und steht auf relativ niedriger Evolutionstufe. Sie fliegt jedoch nicht häufig und nicht ausdauernd. Wegen der außerordentlich großen technischen Schwierigkeiten (s. Absätze IV 2 und IV 3) war zu fordern, daß wenigstens das biologische Objekt zuverlässig funktioniert. Diese Forderung erfüllt die afrikanische Stabheuschrecke nicht, wohl aber die Wanderheuschrecke (*Locusta migratoria* L.).

WEIS-FOGH und JENSEN (1955) sowie JENSEN (1955) hatten bereits an einer nah verwandten Gattung, nämlich der Wüstenheuschrecke (*Schistocerca gregaria* F.) gearbeitet. Eine nähere Durchsicht dieser Arbeiten hat jedoch gezeigt, daß eine von Grund auf neu konzipierte Analyse der Flügelmovements und aller sich daraus ergebenden Probleme wünschenswert ist. Einerseits ist die photogrammetrische Auswertung bei JENSEN sehr ungenau, andererseits ist die mathematische Behandlung der Flügelkinematik dem Problem nicht angepaßt (vermutlich fußt sie auf der Arbeit von OSBORNE (1950)). Die physikalische Behandlung geht von nicht zutreffenden Voraussetzungen aus (s. Diskussion). Außerdem haben sich in der Zwischenzeit wesentlich bessere Versuchsbedingungen ergeben: WEIS-FOGH und JENSEN (1955) mußten sich damit begnügen, je Flügel-schlagperiode etwa ein Bild zu gewinnen, während es die für diese Arbeit entwickelte Stereokamera in Verbindung mit dem Stroboskop STROBOKIN (IMPULS-PHYSIK, Hamburg) heute gestattet, einen Flügelschlag in etwa achtzehn oder sechsunddreißig Einzelphasen zu zerlegen. Mit

heute erhältlichen Bauteilen können auch Waagen zur Messung des momentanen Gesamtauftriebs eines Tieres konstruiert werden (s. Abschnitt IV 2), was den genannten Autoren nicht möglich war.

Ich habe mich aus den genannten Gründen der Wanderheuschrecke zugewandt und zunächst die Versuche von WEISFOGH und JENSEN wiederholt. Für diese erste Analyse habe ich eine Aufnahmeserie von fünfzig Stereobildpaaren ausgewertet und an diesem Material die Kinetik während einer Flügelschlagperiode (etwa 36 ms) näher untersucht. Auch aus arbeitstechnischen Gründen muß man sich zum Beginn auf ein Beispiel beschränken, weil bereits dazu ein Material von rund zehntausend gemessenen Zahlen verarbeitet werden muß.

### III. Hinweise zur mathematischen Auswertung

#### Bemerkungen zur mathematischen Schreibweise

Es werden gekennzeichnet:

- a) Skalare durch kleine lateinische Buchstaben, z.B. d, s.
- b) Die (als 1-spaltige Matrizen gedachten) Vektoren durch gotische Buchstaben, z.B.  $\mathcal{U}$ ,  $\mathcal{Y}$  oder durch einen Pfeil über dem Symbol, z.B.  $\vec{\omega}$ .
- c) Matrizen und Tensoren (2. Stufe) durch große lateinische Buchstaben, z.B. T, S.
- d) Koordinatensysteme durch  $K \{P; \mathcal{u}_1, \mathcal{u}_2, \mathcal{u}_3\}$ .

K bezeichnet das Koordinatensystem, P den Koordinatenursprung,  $\mathcal{u}_1, \mathcal{u}_2, \mathcal{u}_3$  sind orthogonale Einheitsvektoren und geben die Achsenrichtungen an.

Die Transponierten der Vektoren und Matrizen (Reihen und Spalten vertauscht) werden durch ein hoch gestelltes T dargestellt, z.B.  $\mathcal{U}^T, S^T$ .

Das Skalarprodukt wird als ein Matrizenprodukt eines transponierten (Zeilen-) Vektors mit einem (Spalten-) Vektor bezeichnet und durch einen Punkt gekennzeichnet, z.B.  $\mathcal{U}^T \cdot \mathcal{Y}$ . Das Matrizenprodukt wird in gleicher Weise durch einen Punkt dargestellt, z.B.  $S \cdot T$ .

Das Vektorprodukt wird durch "x" bezeichnet, z.B.  $\mathcal{U} \times \mathcal{Y}$ .

Die Zeitabhängigkeit wird durch das Argument t angezeigt, z.B.  $\mathcal{U}(t)$ .

#### Hinweise zur Koordinatendrehung

Für den mathematisch wenig geübten Leser seien folgende Hinweise eine Hilfe: Eine reine Drehung eines ortho-normierten Koordinatensystems (im folgenden immer als KS abgekürzt oder auch als Dreibein bezeichnet)  $K \{0; \mathcal{U}, \mathcal{Y}, \mathcal{Z}\}$  in eine andere Lage ist festgelegt durch die Bilder

$\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}$  (neue Lage) der Vektoren  $x, y, z$  und kann für jeden beliebigen Punkt  $p$  durch eine und dieselbe Drehmatrix

$$S := \begin{pmatrix} \tilde{x}^T \\ \tilde{y}^T \\ \tilde{z}^T \end{pmatrix} \quad \text{dargestellt werden.}$$

$\tilde{p} \in \tilde{K}$  geht aus  $p \in K$  hervor durch:  $\tilde{p} = S \cdot p$ .

Die Abbildung ist bei einer reinen Drehung umkehrbar eindeutig, und man gelangt vom neuen KS in das alte KS durch  $p = S^{-1} \cdot \tilde{p} = S^T \cdot \tilde{p}$  ( $S$  ist orthonormiert, daher  $S^{-1} = S^T$ ).

Im übrigen muß auf die einschlägigen Lehrbücher der Vektoralgebra verwiesen werden. Es kommen u.a. in Betracht:

VALENTINER, S. : Vektoren und Matrizen,

GROTEMEYER, K.P.: Analytische Geometrie,

TEICHMANN, H. : Physikalische Anwendungen der Vektor- und Tensorrechnung.

### Hinweise zur kinematischen Analyse

Die Analyse der Kinematik der Vorderflügel und alle sich daraus ergebenden Probleme werden auf den Grundlagen der Theorie über die Mechanik starrer Körper durchgeföhrt.

Diese ist u.a. recht ausführlich dargestellt in:

BUDÓ, A.: Theoretische Mechanik.

Eine kurzgefaßte Orientierung geben u.a.:

WEIZEL, W.: Physikalische Formelsammlung, Bd. 1

und das oben erwähnte Lehrbuch von TEICHMANN.

### Hinweise zur axonometrischen Darstellung

In der hier vorgelegten Arbeit habe ich einen Teil der Ergebnisse in senkrechter Axonometrie quantitativ dargestellt. Die Darstellungen sind in ihren wesentlichen Teilen umkehrbar eindeutig und daher quantitativ auswertbar, weil die axonometrischen Bilder der Punkte mit ihren axonometrischen Grundrissen versehen worden sind.

Die Kugeln sind Einheitskugeln. Als Längeneinheit ist 50 mm ( $\approx$  Länge eines Vorderflügels) gewählt worden. Die (axonometrischen) Achsen bilden folgende Winkel miteinander:

$$\angle(x, z) = 106^\circ, \quad \angle(y, z) = 131^\circ.$$

Die Verkürzungsverhältnisse auf den Achsen sind:

$$x\text{-Achse: } 0.902, \quad y\text{-Achse: } 0.661, \quad z\text{-Achse: } 0.866.$$

Teilweise werden Vektoren in Komponenten zerlegt. Dann sind die Komponenten parallel zu den Bezugsrichtungen. Beispiel:  $v_x$  ist parallel zur  $x$ -Achse. Die Komponenten werden dann - ausgehend vom Vektoransatzpunkt - aneinander angehängt.

Die Gesetze der Axonometrie müssen hier als bekannt vorausgesetzt werden. Der ungeübte Leser möge sich in den einschlägigen Lehrbüchern unterrichten. Hier sei u.a. hingewiesen auf:

HAACK, W.: Darstellende Geometrie III, Axonometrie und Perspektive.

#### IV. Methode und Material

## 1. Versuchsaufbau, Tierbefestigung, verwendete Geräte

### Versuchsaufbau

Die Heuschrecke fliegt in der laminaren Strömung eines Windkanals (Abb. 1). Sie wird von oben von einer Zeitlupen-Stereomeßkamera photographiert, die ein Stroboskop triggert. Mittels eines elektrischen Zählers wird die Anzahl der Blitze festgelegt. Eine Mehrkomponentenwaage, auf der die Heuschrecke befestigt ist, mißt die Kräfte: mittlerer Widerstand  $\bar{W}(t)$ , mittlerer Auftrieb  $\bar{A}(t)$ , momentaner Auftrieb  $A(t)$ , die die Heuschrecke während ihres Fluges erzeugt. Die die Meßspannungen verstärkenden Trägerfrequenzmeßverstärker (TFMV) sind an einen Magnetbandspeicher angeschlossen. Hinter dem Verstärker für  $A(t)$  befindet sich ein passives Filter, das die Eigenfrequenzen des schnellen mechanischen Wandlers an der Waage unterdrückt.  $A(t)$  wird über einen Oszillographen,  $\bar{A}(t)$  und  $\bar{W}(t)$  werden über die Zeigerinstrumente der TFMV kontrolliert. Ein Schrägrohr-Manometer mißt den Staudruck und damit die Geschwindigkeit  $V_\infty$  des Windkanals. Während des gesamten Versuchs wird die Heuschrecke von einem kleinen Zusatzlicht beleuchtet.

### Tierbefestigung

Mit Insektenwachs wird auf das Sternum (Basisternum 1 und 2; ALBRECHT (1953)) ein kleiner Zapfen aus Aluminium (150 mp schwer), und auf das Pronotum ein Papierreiter geklebt. Der Zapfen behindert die Beine nicht. Es werden keine Beinteile amputiert. An dem Reiter wird die Heuschrecke gegen die Windströmung mit einer Klammer gehalten (helles Raumlicht). Entweder fliegt sie dann von selbst, oder sie wird dazu gebracht, indem man ihr eine

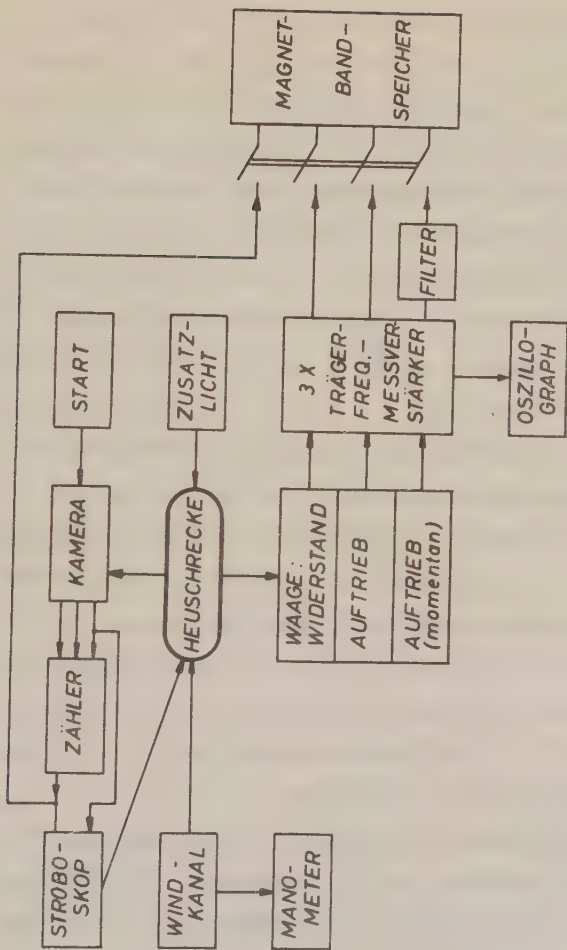


Abb. 1

Blockschaltbild des Versuchsaufbaus

Unterlage bietet, die man dann plötzlich entzieht (Tarsenreflex). Das Tier wird so gehalten, daß die Erdbeschleunigung und die Windströmung in die Tiermedianebene fallen und daß die Körperlängsachse mit der anströmenden Geschwindigkeit einen Winkel (Körperwinkel) von ungefähr 15 - 20 Grad bildet. Bereits nach wenigen Minuten nimmt dann die Heuschrecke die typische Dauerflughaltung ein: Das erste Beinpaar wird in die Grube zwischen Kopf und Thorax gelegt, beim dritten werden Tarsen und Tibia an den Femur angezogen und dann zusammen an das Abdomen angelegt, das zweite wird lateral an das dritte angezogen.

Asymmetrien in der Beinhaltung werden durch kleine Änderungen der Aufhängung korrigiert. Die Heuschrecke wird etwa 15 - 20 min lang in dieser Haltung eingeflogen. Dann wird sie mittels des Zapfens auf die Waage gesetzt. (Durch diese Befestigung umgeht man Schwingungen zwischen Thorax und Waage; das Tier ist kraftschlüssig befestigt.) Zumeist fliegt sie unbeirrt weiter, oder man kann sie mit Hilfe des Tarsenreflexes wieder zum Fliegen veranlassen. Wenn die Heuschrecke nicht mehr auf Beleuchtungsänderungen reagiert, wird die Raumbeleuchtung ausgeschaltet und das Tier fliegt nur noch gerichtet auf das Zusatzlicht, das eine mit Unterspannung betriebene Lampe (4.5 V, 1VA) über der Windkanaldüse (Beleuchtung des Kopfes) und eine Lampe (15 VA) hinter dem Ventilator (Beleuchtung des Windkanalinneren) erzeugen. Dadurch werden die großen Helligkeitsschwankungen (großes Raumlicht - Dunkelheit - Serie von hellen Blitzen) zu Beginn der Aufnahmeserie vermieden; die Helligkeitsunterschiede am Anfang rufen nämlich zumeist Flugunter-

brechung hervor. Körperwinkel und Windgeschwindigkeit werden solange variiert, bis die Heuschrecke über lange Zeit (1 - 2 Std.) einen gleichmäßigen Horizontalflug zeigt. Es ist dann über lange Zeit der mittlere Auftrieb gleich dem Heuschreckengewicht und der mittlere Vorschub gleich dem Widerstand. Die Gleichmäßigkeit des Fluges erkennt man darüber hinaus an der Beinhaltung und der sich dann einstellenden guten Periodizität von  $A(t)$  (Oszillograph). Die Raumtemperatur liegt zwischen  $27^{\circ}\text{C}$  und  $28^{\circ}\text{C}$ , und die relative Luftfeuchtigkeit beträgt mindestens 60 %.

#### Verwendete Geräte

Stroboskop STROBOKIN (IMPULSPHYSIK GmbH),  
TFMV KWS/II-5, KWS/3-5 (HOTTINGER BALDWIN MESSTECHNIK GmbH),  
Oszillograph 502 A (TEKTRONIX),  
Magnetbandgerät MAS 54 (TELEFUNKEN),  
PRANDTlsches Staurohr und Schrägrohrmanometer  
(LAMPRECHT KG).

Der Windkanal ist eine Entwicklung von D. BILO und wird bei diesem beschrieben (BILO (1969)).

Waage, Filter und Zähler sind eigene Konstruktionen.

Die Stereokamera wurde zusammen mit Herrn D. BILO gebaut. Herrn Dr. Ing. G. KIRCHHOF danken wir für seine hervorragenden Hinweise und Ratschläge bei der Entwicklung der Kamera vielfmals.

Die Eigenschaften der letzt genannten Geräte werden unten beschrieben.

## 2. Die Waage

Die Waage besteht aus drei voneinander unabhängigen Meßsystemen. Zwei messen in zueinander senkrechten Richtungen (KARDANische Kugellager-Aufhängung) mit der Eigenschwingungsdauer  $T_0 \approx 1$  s. Die mechanische Kopplung der beiden Systeme ist kleiner als die Empfindlichkeit je Meßsystem (s.u.). Für das Dritte, eine Torsionswaage, werden bei Belastung mit einer Heuschrecke ( $G = 1.54$  p in dem analysierten Versuch) nach langwieriger Entwicklungsarbeit als niedrigste Eigenfrequenz  $f_{\min} \approx 180$  Hz erreicht. Die mechanische Dämpfung aller drei Systeme ist gering. Die beiden langsamen Waagensysteme werden daher zusätzlich durch Öl bedämpft, damit der aperiodische Grenzfall eingestellt wird. Die Waagenauslenkung wird in jedem System mit Hilfe tastloser induktiver Wegaufnehmer (Tr 2 - 5, HOTTINGER BALDWIN MESSTECHNIK GmbH) gemessen. Die Wegaufnehmer bilden Brückenarme einer WHEATSTONEschen Brücke (Brückenfrequenz 5 kHz), deren Meßspannung verstärkt und demoduliert wird.

Das BODE-Diagramm für das schnelle Waagensystem (mechanischer Wandler, Wegaufnehmer, TFMV, Filter) ist aufgenommen worden und wird in einer späteren Arbeit mit anderen Einzelheiten über die Waage veröffentlicht. Die Empfindlichkeit beträgt je System 30 mp/Skt (Millipond je Skalenteil) bei dem Meßbereich  $Op \pm 1p$ .

Die beiden langsamen Systeme messen den mittleren Auftrieb  $\bar{A}(t)$  und den mittleren Widerstand  $\bar{W}(t)$ , gemittelt über viele Schlagperioden. Das schnelle Waagensystem mißt den momentanen Auftrieb  $A(t)$ . Bei einer Zerlegung der periodischen Funktion  $A(t)$  nach FOURIER sollte dieses System wesentliche Frequenzanteile bis zu 120 Hz registrieren.

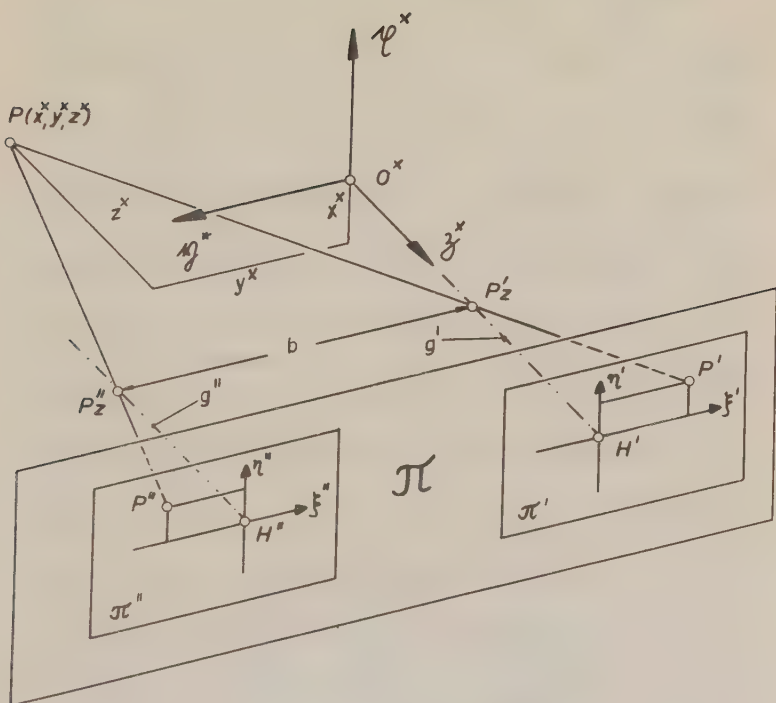


Abb. 2

Normalfall der Stereo-Photogrammetrie

### 3. Die stereo-photogrammetrische Messung

#### Prinzip

Die Heuschreckenflügel verändern beim aktiven Flug sehr schnell ihre Gestalt (vor allem die Hinterflügel) und ihre Lage im Raum. Will man die Gestalt- und Lageänderungen messen, so geht das nur über Zeitlupenaufnahmen. Bei den Formänderungen der Flügel werden im allgemeinen die gegenseitigen Abstände der einzelnen Flächenpunkte verändert. Die Abstände sind demnach unbekannt. Darum genügt es nicht, je Zeitpunkt von der fliegenden Heuschrecke eine Aufnahme zu machen, sondern man muß eine Mehrtafelprojektion durchführen. Von den unendlich vielen Möglichkeiten einer Mehrtafelprojektion wird eine solche ausgewählt, die eine stereoskopische Betrachtung der Abbildungen bei der photogrammetrischen Auswertung erlaubt (Stereomethode). Es wird der sog. Normalfall der Stereo-Photogrammetrie gewählt.

Seien  $Pz'$  und  $Pz''$  die Projektionszentren (Abb. 2) mit den zueinander parallelen optischen Achsen  $g'$  und  $g''$ . Die Bildebenen  $\pi'$  und  $\pi''$  liegen in einer zu  $g'$  und  $g''$  senkrechten Ebene  $\pi$ . Der Schnittpunkt von  $g'$  mit  $\pi$  ( $g''$  mit  $\pi$ ) ist der Hauptpunkt  $H'$  ( $H''$ ) der Abbildung. Es sei  $\overline{Pz'H'} = \overline{Pz''H''}$ . Der Abstand  $\overline{Pz'H'} = a$  heißt Kammerkonstante. Der Abstand  $\overline{Pz'Pz''} = b$  ist die Basis. Das Verhältnis von mittlerer Gegenstandsweite  $z_0$  zu  $b$  heißt das Basisverhältnis.

$H'$  ( $H''$ ) sei der Koordinaten-Ursprung eines orthonormierten Koordinatensystems  $K' \{H'; \vec{e}', \vec{\eta}'\}$ ;  $\vec{e}'$  sei parallel  $\overline{Pz''Pz'}$ . Ein orthonormiertes Raumkoordinaten-Rechtssystem  $K^* \{O^*; \vec{e}^*, \vec{\eta}^*, \vec{z}^*\}$  sei so orientiert, daß  $\vec{z}^*$  mit  $g'$

zusammenfällt mit der Orientierung  $\overrightarrow{O Pz'}$ .  $\overrightarrow{O Pz'} = z_0$   
(mittlere Gegenstandsweite).

Sei  $P' ( \xi', \eta' )$  das linke Bild von  $P (x^x, y^x, z^x)$  und  $P'' ( \xi'', \eta'' )$  das rechte. Es ist dann  $\eta' = \eta''$ .  $P''P' - b = \zeta$  heißt Parallaxe. Es läßt sich  $P (x^x, y^x, z^x)$  aus  $P' ( \xi', \eta' )$  und  $P'' ( \xi'', \eta'' )$  berechnen:

$$x^x = -\frac{\xi' \cdot b}{\zeta}, \quad y^x = -\frac{\eta' \cdot b}{\zeta}, \quad z^x = z_0 - a \cdot \frac{b}{\zeta} \quad (1, a \ b \ c)$$

Notwendige Voraussetzung für die Berechenbarkeit von  $P$  aus  $P'$  und  $P''$  mit kleinem relativen Fehler ist die Konstanz der inneren Orientierung (gegenseitige Lage von  $K', K'', Pz'$  und  $Pz''$ ) der Bilder. Da Bildserien mit dem zeitlichen Bildabstand 2 ms (1 ms) erzeugt werden sollen, ist diese Bedingung außerordentlich schwer zu erfüllen (technische Ausführung s.u.). Um den Einfluß der einzelnen Meßfehler auf  $P (x^x, y^x, z^x)$  untersuchen zu können, berechne ich:

$$\begin{aligned} dz^x(a, b, \zeta) &= -\frac{\partial z^x}{\partial a} da + \frac{\partial z^x}{\partial b} db + \frac{\partial z^x}{\partial \zeta} d\zeta \\ dx^x(\xi', b, \zeta) &= \frac{\partial x^x}{\partial \xi'} d\xi' + \frac{\partial x^x}{\partial b} db + \frac{\partial x^x}{\partial \zeta} d\zeta \\ dy^x(\eta', b, \zeta) &= \frac{\partial y^x}{\partial \eta'} d\eta' + \frac{\partial y^x}{\partial b} db + \frac{\partial y^x}{\partial \zeta} d\zeta \end{aligned}$$

Die Fehler, die durch  $da$  und  $db$  hervorgerufen werden, können Dank der technischen Ausführung vernachlässigt werden. Die einzigen echten Meßfehler  $d\xi'$ ,  $d\eta'$ ,  $d\zeta$  hängen sehr von der Bildschärfe und vom Bildkontrast ab und diese ihrerseits von der Beleuchtung und dem Filmmaterial (s.u.).

Zur Eichung werden die Gleichungen (1, a b c) für mehrere bekannte Punkte  $P_i$  ( $i = 1 \dots 20$ ) angesetzt und aus den gemessenen Größen  $\xi'_i$ ,  $\eta'_i$ ,  $\zeta_i$  werden  $a, b$  und  $z_0$  berechnet (Ergebnisse s.u.).

### Die Kamera

Auf eine Kreisscheibe FTS (Filmträgerscheibe, Durchmesser 230 mm) wird Planfilm geklebt. Die FTS sitzt auf einer Welle mit Anschlägscheibe und kann sich daher um eine zur Ebene senkrechte, durch den Kreismittelpunkt gehende Achse drehen. Vor der FTS sind zwei Objektive ( $f = 50$  mm) mit zur Drehachse parallelen optischen Achsen. Die optischen Achsen schneiden die FTS auf einen Kreisdurchmesser und haben vom Mittelpunkt unterschiedlichen Abstand (8.65 mm und 7.35 mm). Jedes Objektiv sitzt in einem Tubus. Den Hauptpunkt  $H'$  (bzw.  $H''$ ) der Abbildung markiert ein Fadenkreuz, das von einer Glasscheibe getragen wird, die den Tubus bildseitig abschließt. Die zur Bildebene (Film) parallele Glasscheibe hat von dieser 0.1 mm Abstand. Dadurch ruft der durch das Objektiv gehende Lichtstrom ein scharfes Bild des Fadenkreuzes im Bild des Objektes hervor, das Bildkoordinatensystem ( $K' \{H'; \vec{\xi}', \vec{\eta}'\}$  bzw.  $K'' \{H''; \vec{\xi}'', \vec{\eta}''\}$ ). Beide Objektive zusammen erzeugen das Stereomeßbildpaar mit bekannter innerer Orientierung. Masken begrenzen die Bildfelder auf Rechtecke von 10 mm x 13 mm.

Bei offenen Verschlüssen entstehen von einem mit einer intermittierenden Lichtquelle beleuchteten Gegenstand bei rotierender Filmträgerscheibe auf dem Planfilm zwei aus Einzelbildern bestehende konzentrische Kreisringe mit einem kamerafesten Koordinatensystem in jedem Bild.

### Der Zähler

Die intermittierende Lichtquelle wird durch die Kamera getriggert (Abb. 3): auf der Welle (W) sitzt eine Lochscheibe (Triggerscheibe TR) mit fünfzig Löchern auf

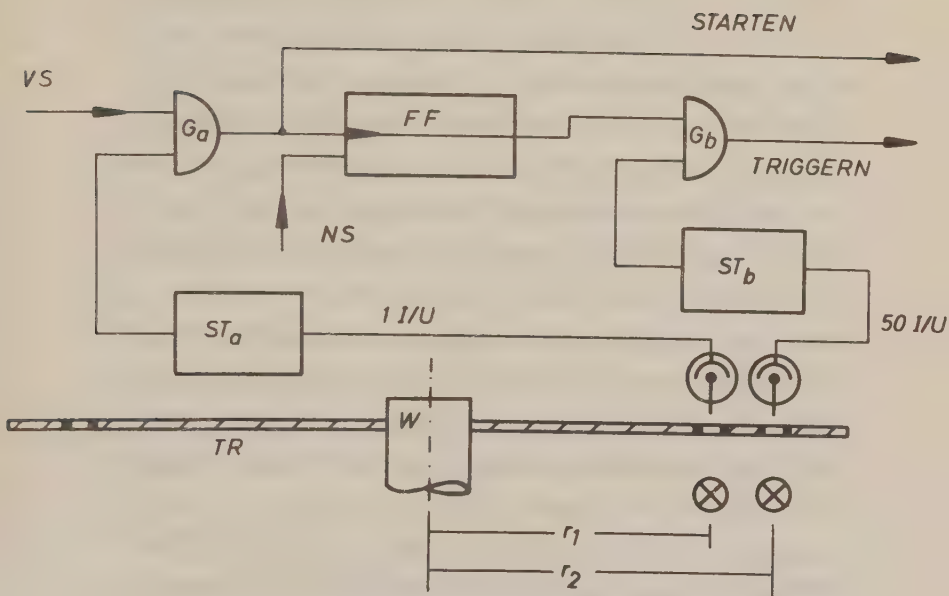


Abb. 3

Blockschaltbild des Zählers

$G_{a,b}$  = Gatter, FF = Flip-Flop, NS = Nullsteller,

$r_{1,2}$  = Radius (1,2), ST<sub>a,b</sub> = Schmitt-Trigger,

TR = Triggerscheibe, VS = Verschluß, W = Welle.

einem Kreis (Radius  $r_1$ ) und mit einem Loch im Abstand  $r_2$  von der Achse ( $r_1 \neq r_2$ ). Die Löcher werden elektro-optisch abgetastet. Je Umdrehung gibt die Kamera fünfzig Impulse (Kanal b) und einen Impuls (Kanal a) ab.

Schmitt-Trigger ( $ST_a$  und  $ST_b$ ) formen die sinusförmigen Impulse zu Rechteckimpulsen um. Bei rotierender Welle werden fortwährend Impulse abgegeben. In Ruhestellung können sie die Gatter nicht passieren: Durch den Nullsteller ist das Flip-Flop (FF) in Ruhestellung gebracht und damit das zweite Gatter ( $G_b$ ) gesperrt. Das erste Gatter ( $G_a$ ) sperrt, solange die Verschlüsse geschlossen sind. Bei der Auslösung der Verschlüsse öffnet der eine X-Kontakt das erste Gatter; es gelangen die Impulse von Kanal a an das Flip-Flop. Der erste der Impulse startet das STROBOKIN und setzt gleichzeitig das Flip-Flop in Arbeitsstellung. Damit wird das zweite Gatter geöffnet, und nun können 50 Impulse von Kanal b (eine Umdrehung) hindurchgelassen werden. Der zweite Impuls von Kanal a setzt das Flip-Flop wieder in Ruhestellung und stoppt somit die Triggerimpulse. Ein erneutes Starten wird durch eine Sperre im STROBOKIN und durch den wieder in Ruhestellung befindlichen X-Kontakt verhindert. Man erhält so unabhängig von der Kamerageschwindigkeit genau 50 Bildpaare.

### Der Antrieb

Die Welle wird mittels eines Flachriemens durch einen Synchronmotor hoher Umlaufkonstanz angetrieben. Er hat zwei Geschwindigkeiten, die es erlauben, Bilder in Abstand von 1 ms und 2 ms aufzunehmen (1000 B/s und 500 B/s).

### Die Konstanz der inneren Orientierung

Damit der systematische Fehler bei der Auswertung klein gemacht werden kann, ist hohe Konstanz der inneren Orientierung erforderlich. Sie darf sich während einer Aufnahmeserie und von Serie zu Serie nicht ändern. Daher sind die die Objektive und die Glasscheiben tragenden Tubi zusammen mit dem die Welle aufnehmenden Lager in einen Alugußblock eingelassen worden. Auf die mit dem Kleber JOPALA (Südchemie, München) beschichtete Filmträgerscheibe wird der Planfilm gewalzt und dort rund beschnitten. Ein Überwurfring hält zusätzlich den Rand des Planfilms. Die Filmträgerscheibe wird bis zum Anschlag auf die Welle gedrückt und durch eine Mutter gekontert. Auf diese Weise erreicht man gute Planlage des Films und Konstanz der Kammerkonstanten. (Während eines Umlaufs flattert der Film am Rand maximal  $\pm 0.015$  mm .)

### Das Filmmaterial

Es wird das Filmmaterial SCIENTIA 50 B 65 (AGFA-GEVAERT) als Planfilm im Format 24 cm x 24 cm (Sonderanfertigung) verwendet. Dieses Material hat sich sehr gut bewährt. Bei Standard-Entwicklung mit dem vorgeschlagenen Entwickler REFINEX (AGFA-GEVAERT) wird das Auflösungsvermögen mit 120 Linien pro mm bei einem Kontrastfaktor von 1.2 und einer Empfindlichkeit wie 20 DIN vom Hersteller angegeben. (Bei den Heuschrecken-Aufnahmen sind nahezu sämtliche Einzelheiten der Flügel-"Zeichnung" erkennbar (Abb. 5), während bei den Vogel-Aufnahmen (BILO (1969)) wegen des wesentlich geringeren Objekt-Kontrastes viele Details des Gefieders verloren gehen.)

Die Negative werden im Kontakt-Verfahren auf Repro-Filmmaterial (je nach Schwärzung der Negative) GRAPHIC O 23 GEVATONE ORTHO oder GRAPHIC O 71 GEVALINE ORTHO (beide AGFA-GEVAERT) im allgemeinen hart umkopiert. Man erhält so noch sehr kontrastreiche Diapositive, die dann mittels eines Stereokomparators ausgewertet werden (s.u.).

#### Die Eichung der Kamera, Daten

Der optische Teil bildet eine Einheit, die unabhängig von Kameragehäuse und Antrieb geeicht werden kann: Der Alublock trägt vier Justierschrauben. Mit deren Hilfe wird er bei der Eichung in ein Gestell eingehängt und dort in Horizontallage gebracht. In dem Gestell befindet sich unter dem optischen Teil in der Entfernung  $z_0$  eine Eichebene ebenfalls in Horizontallage. Zunächst werden beide Objektive auf die Ebene scharf eingestellt. Sodann fotografiert man auf die Ebene gestellte Eichkörper. Die Aufnahmen vermißt man mit einem Stereokomparator und berechnet a und b (s.o.). Außerdem werden die Hauptpunkte der Bilder bestimmt. Der bei Entwurf und Bau der Kamera angestrebte Normalfall wurde sehr gut erreicht.

Die Eichung ergibt:

$$a = (53.30 \pm 0.03) \text{ mm} \quad b = (159.88 \pm 0.02) \text{ mm}$$

Basisverhältnis:

$$b:z_0 = 1:4 \quad (z_0 = 600 \text{ mm}) \quad \text{bzw.} \quad b:z_0 = 1:6 \quad (z_0 = 1000 \text{ mm}).$$

Bei  $z_0 = 600 \text{ mm}$  ( $1000 \text{ mm}$ ) ergibt sich ein Höhenmeßfehler

$$\Delta z = \pm 0.5 \text{ mm} \text{ für eine Einzelmessung. Als Abbildungs-}$$

hauptpunkte sind die Nullpunkte der Bildkoordinatensysteme mit einem maximalen Fehler  $\pm 0.1 \text{ mm}$  ermittelt worden.

Der Fehler ist zwar relativ groß, jedoch für die Aus-

wertung unerheblich, weil nur die gegenseitigen Lagen der Objektpunkte bestimmt werden.

#### Die Auswertung

Die mit einem Stereokomparator (ZEISS, Jena) aufgenommenen Koordinaten  $\xi'_i, \eta'_i, \zeta'_i$  ( $i = 1, \dots, n$ ) werden von Hand protokolliert und anschließend auf Lochkarten umgeschrieben. Die Berechnung der Koordinaten  $x, y, z$  sowie alle weiteren Rechenschritte (s.u.) werden mit dem Rechner TELEFUNKEN TR 4 des LEIBNIZ-RECHENZENTRUMS der BAYERISCHEN AKADEMIE der WISSENSCHAFTEN durchgeführt. Die verschiedenen Programme wurden von mir erstellt.

#### 4. Die Objekte

Die Versuche wurden durchgeführt mit Männchen von *Locusta migratoria* L., 2 - 3 Wochen nach der Imaginalhäutung.

V. Die beim Versuch kontrollierten Kräfte,  
die vermessenen Flügelpunkte

### Die beim Versuch kontrollierten Kräfte

Es wurden zehn Versuche der geschilderten Art gemacht. Aus arbeitstechnischen Gründen konnte bisher nur einer ausgewertet werden.

Bei dem ausgewerteten Versuch wog die Heuschrecke:

$G = 1.54 \text{ p.}$  Während der Aufnahme flog sie mit der Geschwindigkeit:  $v_{\infty} = 3.6 \text{ m/s}$   $\begin{matrix} + 10\% \\ - 0\% \end{matrix}$  und erzeugte dabei den mittleren Auftrieb:  $\bar{A} = (1.64 \pm 0.03) \text{ p}$  ( $\hat{=} 106\%$  vom Körpergewicht). Lediglich während der ersten aufgenommenen Schlagperiode war der mittlere Auftrieb etwas kleiner. Genauere Angaben können aber erst dann gemacht werden, wenn die Kraftmessungen exakt ausgewertet worden sind (FOURIER-Analyse, Zusammensetzung der Funktion  $A(t)$  unter Berücksichtigung des BODE-Diagramms und dann Berechnung von  $\bar{A}$ ).

Der Zeitverlauf der Funktionen  $A(t)$ ,  $\bar{A}(t)$  und  $\bar{W}(t)$  (Oszillogramme der im Analog-Magnetbandspeicher gespeicherten Daten) ist in Abb. 4 dargestellt. (Die genauen Ordinateneinheiten sind aus dem eben geschilderten Grund noch nicht genau anzugeben. Die Zahlenangabe für  $\bar{A}$  fußt auf dem Handprotokoll.) Man erkennt ca. 40 ms - dabei ist die zeitliche Verzögerung von  $A(t)$  durch das Filter im wesentlichen berücksichtigt - vor Aufnahmebeginn eine Störung des gleichmäßigen Verlaufs von  $A(t)$  (Pfeil!). Es scheint, als habe die Heuschrecke vor der Aufnahmeserie kurzzeitig mit dem Flügelschlag ausgesetzt. Möglicherweise wurde das Tier durch das Klicken der Verschlüsse erschreckt. (Das Auslösen der Verschlüsse ist nicht identisch mit dem Start der Blitzserie; denn es können je nach Stellung der Triggerscheibe bis zum Start

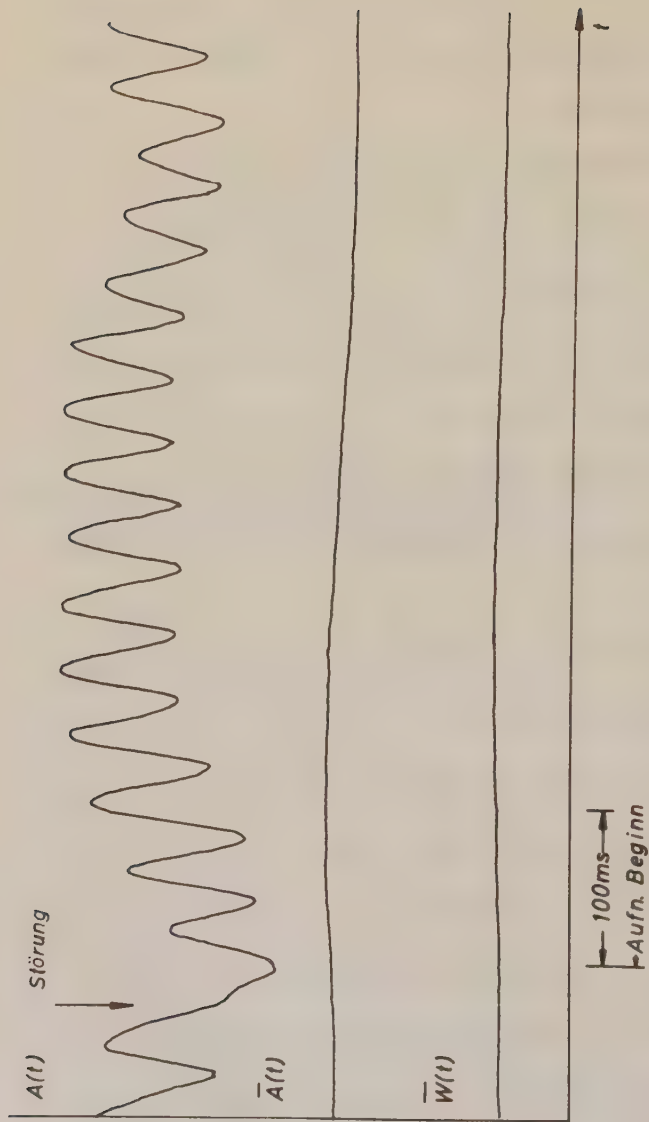


Abb. 4: Strichgetreu nachgezeichnetes Oszillogramm von momentanem Auftrieb  $A(t)$ , mittlerem Auftrieb  $\bar{A}(t)$  und mittlerem Widerstand  $\bar{W}(t)$ . Das eingezeichnete Zeitintervall (100 ms) gibt die Dauer der photographischen Registrierung der Flügelbewegungen wieder. Die Einheiten auf den Ordinaten können noch nicht angegeben werden (s.Text).

der Blitzserie noch maximal 100 ms nach Auslösung der Verschlüsse verstreichen (vgl. Abb. 3).) Die Amplitudenzunahme von  $A(t)$  sowie das leichte Pendeln von  $\bar{A}(t)$  und  $\bar{W}(t)$  um die Ruhelage deuten ebenfalls auf eine momentane Störung des gleichmäßigen Horizontalflugs hin. Dennoch wurde diese Aufnahme ausgewertet (s. Diskussion).

### Die vermessenen Flügelpunkte

Abb. 5 zeigt das Stereo-Bildpaar 7 der hier ausgewerteten Aufnahmeserie. Man sieht außer der Heuschrecke noch die nach strömungsmechanischen Gesichtspunkten verkleidete Waage, auf der die Heuschrecke ventral befestigt ist. Die Heuschrecke ist rund 50 mm von der Verkleidung entfernt. Es müssen daher für das Vektorfeld der Windströmung noch gewisse Korrekturen angebracht werden. Erste Untersuchungen zeigen, daß diese Korrekturen relativ klein sind. Sie werden daher in dieser Arbeit nicht berücksichtigt.

Auf den Vorderflügeln werden je sechzehn Punkte, auf den Hinterflügeln je fünfzehn Punkte vermessen (Abb. 6 a). Die etwas unkonsequente und unterbrochene Reihenfolge der Punktnummern ist historisch bedingt und wurde aus protokollarischen Gründen nicht geändert.

Abb. 6 b zeigt die auf Grund der photogrammetrischen Auswertung rekonstruierten Umrisse des rechten Vorderflügels und des rechten Hinterflügels. Die Flügel sind in eine Ebene abgewickelt worden. Die Verbindungsgerade  $P_1P_5$  bezeichnet die (ungefähre) Lage der Subcosta (ALBRECHT (1953)), die Verbindungsgerade  $P_1P_8$  die der ersten Analader (ALBRECHT (1953)). Den Bereich  $P_1P_5P_2$  nenne ich den "Vorbereich", den Bereich  $P_1P_{30}P_8$  den



Abb. 5  
Stereo-Meßbildpaar Nr. 7 der hier ausgewerteten Aufnahmeserie.  
(Belichtungszeit =  $1/\mu\text{s}$ , Blende 8, Filmempfindlichkeit 20 Din.)  
Die Heuschrecke ist ventral auf der Waage befestigt. Die Kreuze  
geben die kamerafesten Koordinatensysteme an.

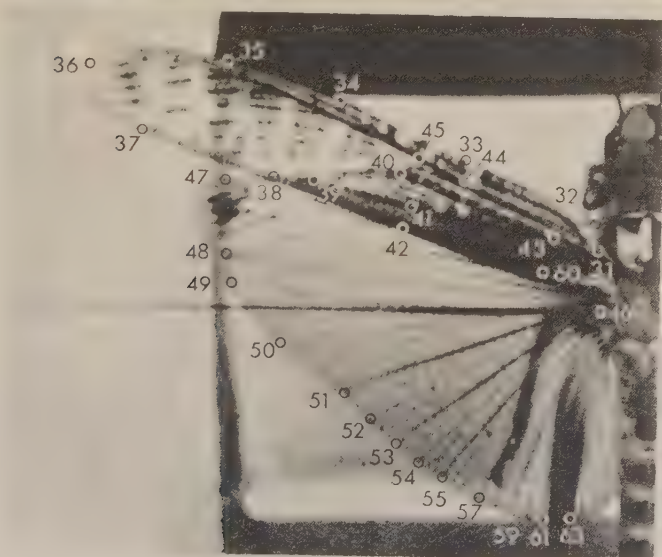
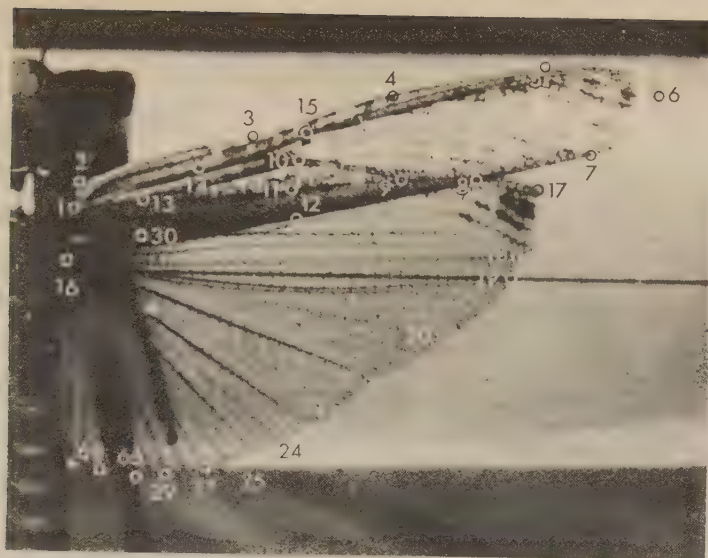


Abb. 6 a

Die rechten Flügel (oben) und die linken Flügel (unten) mit den Punktnummern. Deren nicht konsequente Reihenfolge ergab sich aus dem Verlauf der Auswertung. In der Nähe der Beine ist der Bildkontrast (und damit die Auswertegenauigkeit) vermindert. (Rund 27-fach vom Original vergrößert)



Abb. 6b

Die auf der Grundlage der Meßwerte rekonstruierten Umrissse der rechten Flügel. Die Flügel wurden in eine Ebene abgewickelt.

"Nachbereich" des Vorderflügels. Den übrigen Teil des Vorderflügels nenne ich den "Hauptbereich".

Die Verbindungsgeraden  $P_{16}P_{72}$ ,  $P_{16}P_{17}$ ,  $P_{16}P_{18}$  usw. stellen keine Adern dar, verlaufen aber im wesentlichen entlang diesen.  $P_1$  und  $P_{16}$  (bzw.  $P_{31}$  und  $P_{48}$ ) bezeichnen die als punktförmig angenommenen Flügelgelenke.

Nach der photogrammetrischen Auswertung liegen die Flügelpunkte als Punkte des (kamerafesten) raumfesten und geoklinen Koordinatensystems  $K^*$  vor.

## VI. Ergebnisse

### A. Vorderflügel

#### A I. Die kinematische Analyse

##### 1. Ein allgemeines tierfestes, geoklines Koordinatensystem

Die Heuschrecke ist physikalisch gesehen ein System von teilweise starren Körpern: der Rumpf (Kopf, Thorax, Abdomen), die Vorderflügel, die Hinterflügel und die Beine. Beim gleichmäßigen Horizontalflug bewegt sich der Rumpf geradlinig mit konstanter Geschwindigkeit ( $v_{\infty}$ ). Damit die nicht geradlinigen (beschleunigten) Bewegungen der Flügel von der geradlinigen des Rumpfes abgehoben und genau untersucht werden können, wird die translatorische Bewegung der Heuschrecke durch die Einführung eines tierfesten und zugleich geoklinen KS, das bereits bekannte  $K^* \{0; \varphi^*, \theta^*, \zeta^*\}$ , abgetrennt. Das entspricht auch dem Versuchsaufbau:

Die Heuschrecke ist durch die Fixierung auf der Waage während der Aufnahmeserie ortsfest; denn die evtl. durch kleine Schwingungen der Waage um ihre Ruhelage hervorgerufenen Ortsänderungen während der Aufnahmezeit von 100 ms sind kleiner als die Bildmeßfehler.

##### 2. Die "Bewegung im großen", die "Bewegung im kleinen", der Vorderflügel als starrer Körper

Die hier vorgelegte Arbeit zielt auf die vollständige Lösung der aerodynamischen Probleme der Flügelbewegungen (die Lösung liegt noch in weiter Ferne). Nach der PRANDTLschen Grenzschichttheorie kann man die Strömung um einen Körper in drei Anteile zerlegen (vgl. u.a. BUDÓ, S. 519 ff):

- a) die Potentialströmung,
- b) die Strömung in der Grenzschicht,
- c) die Wirbelströmung.

### Die "Bewegung im großen"

Hier sollen zunächst die Grundlagen für die Berechnung der Potentialströmung geschaffen werden. Die Potentialströmung wird im wesentlichen durch die groben Umrisse des Körpers und seine Lage zur von ihm nicht beeinflussten Strömung, das Vektorfeld im "Unendlichen", bestimmt. Ich nenne die Bewegungen, die für die Potentialströmung entscheidend sind, die "Bewegung im großen".

### Die "Bewegung im kleinen"

Für die Strömung in der Grenzschicht und damit auch für die Wirbelströmung ist neben der Zähigkeit die genaue Oberflächenstruktur und die genaue Gestalt - also auch ihre Formänderung in der Zeit - von ausschlaggebender Bedeutung. Hierher gehören also die Feinstrukturen wie Beschuppung usw. und die Formänderungen durch Oberflächenwellen, kleine Verwindungen usw. Alle Formänderungen, die für die Strömung in der Grenzschicht wesentlich sind, fasse ich unter dem Begriff "Bewegung im kleinen" zusammen. Sie ist nicht Gegenstand dieser Arbeit.

### Der Vorderflügel als starrer Körper

Eine qualitative Betrachtung der Bildserie zeigt, daß die Vorderflügel sich während des Auf- und Abschlages kaum verformen. Diese Beobachtung legt nahe, die Vorderflügel als in erster Näherung starre Körper anzusehen. In erster Näherung bedeutet in diesem Zusammenhang, daß die im Verhältnis zu den großen Lageänderungen des Flügels vernachlässigbar kleinen, durch Verwindung und Durchbiegung hervorgerufenen Formänderungen nicht berücksichtigt werden.

Dieses Verfahren ist berechtigt, wenn es sich um die Bewegung im großen (s.o.) handelt. Es erwies sich überdies als aus arbeitstechnischen Gründen erforderlich, weil das Eingehen auf die Formänderungen ein vielfaches Vermessen derselben Punktmenge erfordert hätte, damit der Höhenmeßfehler  $\Delta z$  auf 0.1 mm herabgedrückt werden kann. Die für die Aerodynamik wichtigen Formänderungen (die Bewegung im kleinen) sollen aber in einer späteren Arbeit eingehend studiert werden.

### 3. Der bewegte Vorderflügel als Kreisel

Bekanntlich wird die Bewegung eines starren Körpers durch die Bewegung dreier seiner Punkte vollständig beschrieben. Bezogen auf ein tierfestes KS befindet sich bei der Heuschrecke ein Flügelpunkt, das als punktförmig angesehene Flügelgelenk, in Ruhe. Ich fasse den Vorderflügel daher als einen Kreisel (mit dem Gelenk  $P_1$  als Fixpunkt) auf und kann mich auf das Studium der Bewegung von zweien seiner Punkte beschränken. Die Rechnungen werden für den rechten Vorderflügel durchgeführt.

4. Ein flügel festes Koordinatensystem und seine Raumkurven, zwei spezielle tierfeste Vorderflügel-Koordinatensysteme

Ein flügel festes Koordinatensystem:  $\hat{K}_1$

Der erste Punkt sei  $P_6$ , der Vektor  $\overrightarrow{P_1 P_6} = \vec{\rho}_6$  heiße (Spitzenvektor;  $\vec{\rho} = s \cdot \vec{e}$ ,  $|\vec{e}| = 1$ ). Den zweiten Punkt konstruiere ich aus später (S. 39) ersichtlichen Gründen folgendermaßen: Ich wähle einen Vektor  $\mu$  (Normalenvektor), der auf der Flügelfläche normal (senkrecht) steht und in  $P_1$  verankert ist ( $\mu$  ist mit dem Flügel fest verbunden):

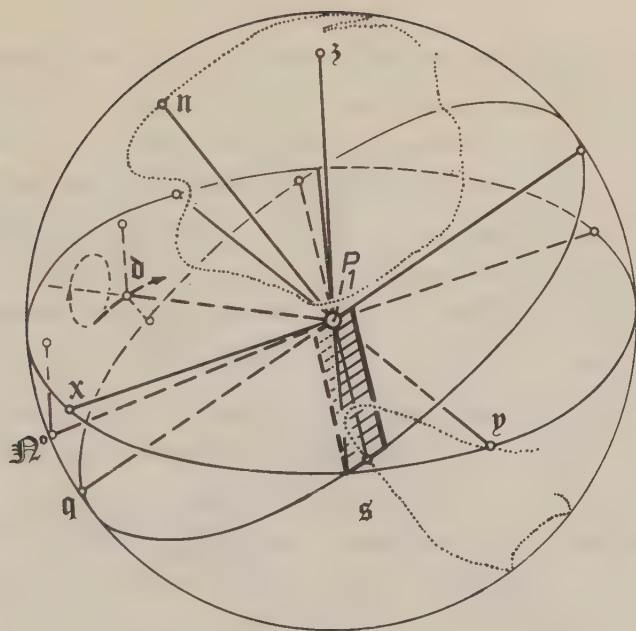


Abb. 7

Das flügelbeste Koordinatensystem  $\hat{K}_1 \{P_1; q, \delta, u\}$  in seiner Lage zum tierfesten Koordinatensystem  $K_1 \{P_1; \varphi, \psi, \zeta\}$  in Stellung (Bild) 19. Das Rechteck in der  $qs$ -Ebene bezeichnet den Flügel.  $S$  = Drehachse,  $n^0$  = Einheitsvektor des Drehimpulses. Die punktierten Kurven bezeichnen die Kugelwege vom Spitzenvektor  $\delta$  und vom Normalenvektor  $u$ . Der Übersicht wegen wurde nur ein kleiner Teil des Drehachsenkegels (gepfeiltes Kurvenstück) eingezeichnet (vgl. Abb. 14 a und 15). Koordinatenursprung ist das Gelenk ( $P_1$ ).

$$\mu := \frac{p_7 \times p_5}{|p_7 \times p_5|} ;$$

$p_5, p_7$  sind die Vektoren vom Gelenk ( $P_1$ ) nach den Punkten  $P_5$  und  $P_7$ . Für die Wahl dieser Vektoren spricht folgendes: JENSEN (1955) hat von einem Z-Profil berichtet, d.h. daß während des Auf- und Abschlagens der Vorbereich und der Nachbereich mit dem Hauptbereich gewisse (zeitabhängige) Winkel bilden. Darum kommen die Punkte  $P_2, P_3, P_4, P_{30}$  und  $P_{12}$  für die Berechnung von  $\mu$  nicht in Frage. Die Punkte im Flügelinnern sind einander so dicht benachbart, daß der Fehler groß würde. Obwohl die hier verwendete Stereomethode wesentlich genauere Aussagen zuläßt, als eine von JENSEN benutzte Einbild-Photogrammetrie, die zudem durch ihn sehr ungenau gehandhabt wurde (s. Diskussion), hat die Auswertung dieses Versuches keine eindeutigen Ergebnisse in dieser Frage erbracht. Die Frage nach den Winkeln zwischen den Flügelbereichen und ihren Größen muß daher als bisher ungelöst betrachtet werden.

Ich konstruiere jetzt ein flügel festes orthonormiertes KS (Abb. 7):

$$\hat{K}_1 := \{P_1; \gamma, \delta, \mu\} \text{ mit } \gamma = \delta \times \mu .$$

$\gamma, \delta, \mu$  liegen parallel zu den Hauptträgheitsrichtungen (S. 39) des Vorderflügels. "Anstell"-Winkel (S. 48 ff) können mit Hilfe von  $\mu$  leicht berechnet werden.

#### Das erste tier feste Vorderflügel-Koordinatensystem $K_1$

Um die Bewegung des Dreibeins  $\gamma, \delta, \mu$  studieren zu können, verschiebe ich das KS  $K^x$  parallel zu sich selbst nach  $P_1$ . Das neue KS heiße  $K_1$ . Auf diese Weise werden auch

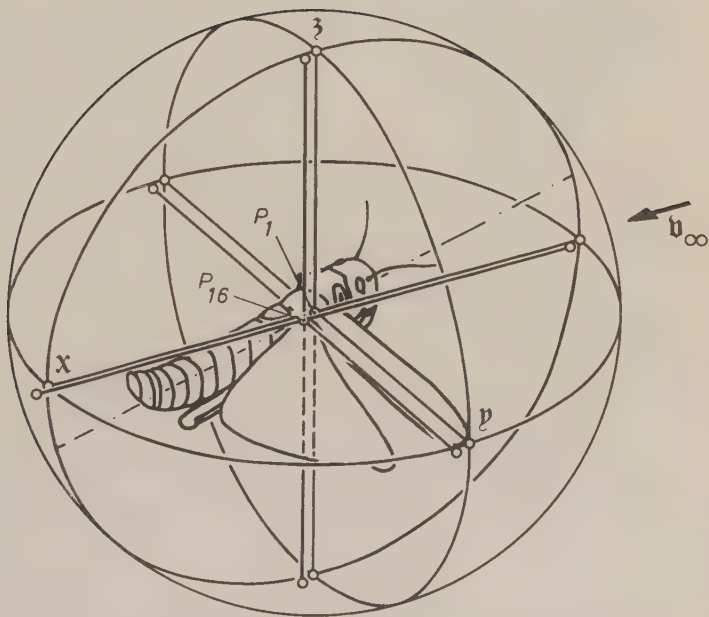


Abb. 8

Das tierfeste Koordinatensystem  $K_1 \{P_1; \varphi, \eta, \zeta\}$   
 mit der Einheitskugel um  $P_1$  und das tierfeste Koordinatensystem  $K_{16} \{P_{16}; \varphi, \eta, \zeta\}$ .

Die strichpunktierte Gerade gibt die Körperlängsachse an.

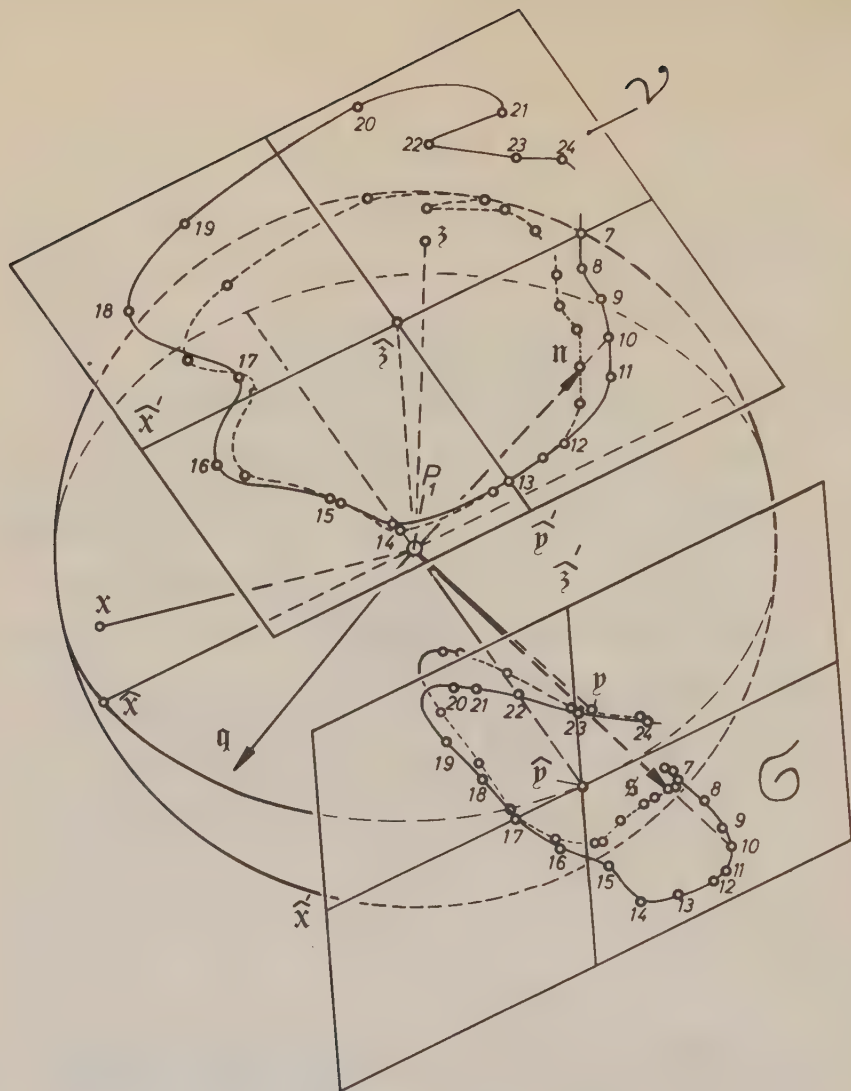


Abb. 9

Die Lage des Koordinatensystems  $\hat{K}_1 \{P_1; \hat{x}, \hat{y}, \hat{z}\}$  zum Koordinatensystem  $K_1 \{P_1; x, y, z\}$  mit der Einheitskugel. Es sind die Kugelwege (gestrichelt) des Spitzenvektors  $\hat{b}$  und des Normalenvektors  $\hat{n}$  mit ihren Zentralprojektionen auf die Tangentialebenen  $\sigma$  und  $\nu$  gezeichnet. Das flügelste Dreibein  $\gamma, \hat{b}, \hat{n}$  steht in der Stellung von Bild 10.

etwa auftretende Bewegungen der Heuschrecke gegenüber K ausgemerzt.  $K_1$  ist tierfest und geoklin (Abb. 8).

#### Die Raumkurven für eine Flügelschlagperiode

Die Raumkurven des Dreibeins  $\eta, \delta, u$  liegen auf der Einheitskugel um  $P_1$  und sind in Abb. 9 für die Bilder 7 - 24 dargestellt. Stark vereinfachend kann man sagen, daß sowohl  $u$  als auch  $\delta$  während einer Flügelschlagperiode auf Kegeln mit elliptischem Querschnitt (S. 33) laufen.

Legt man in den Kegel von  $u$  die Achse  $a_2$  und in den Kegel von  $\delta$  die Achse  $a_1$ , so stellt man fest, daß die Achsen fast genau senkrecht aufeinander stehen

( $|a_1| = |a_2| = 1$ ; Orientierung von  $P_1$  wegweisend).

Es wird die Normale auf die von  $a_1$  und  $a_2$  aufgespannte Ebene konstruiert. Dabei ergibt sich, daß die orthogonalen Parallel-Projektionen dieser Normalen und der Körperlängsachse auf die x-z-Ebene (Sagittal-Ebene des Heuschreckenrumpfes) innerhalb der Meßgenauigkeit zusammen fallen.

Wenn man prüft, ob dieser Befund - wenigstens für den hier analysierten Versuch - für beide Körperseiten gilt, so stellt man fest:

Die Vektoren  $u$  und  $\delta$  beider Vorderflügel erzeugen Kegel mit "elliptischem" Querschnitt. Die Kegelachsen und die "Ellipsen"-Achsen liegen spiegelbildlich zur Medianebene. Das wird nun im folgenden gezeigt.

## Das zweite tierfeste Vorderflügel-Koordinatensystem $\hat{K}_1$

Die Konstruktion für  $\hat{K}_1$  wird durchgeführt, die Konstruktion von  $\hat{K}_{31}$  (linker Vorderflügel) geschieht analog:

$$\hat{K}_1 := \{P_1; \hat{r}, \hat{y}, \hat{z}\} \text{ mit } \hat{z} = u_2, \quad \hat{r} = \frac{u_1 \times \hat{z}}{|u_1 \times \hat{z}|}, \quad \hat{y} = \hat{z} \times \hat{r}.$$

$\hat{K}_1$  geht aus  $K_1$  durch die reine Drehbewegung mit der Drehmatrix  $S_1$  hervor:

$$S_1 := \begin{pmatrix} 0.945 & -0.083 & -0.316 \\ 0.000 & 0.966 & -0.256 \\ 0.326 & 0.241 & 0.913 \end{pmatrix}$$

Für die linke Seite gilt:

$$S_{31} := \begin{pmatrix} 0.945 & 0.083 & -0.316 \\ 0.000 & 0.966 & 0.256 \\ 0.326 & -0.241 & 0.913 \end{pmatrix}$$

An die Einheitskugel um  $P_1$  (bzw.  $P_{31}$ ) werden in den Punkten  $\hat{y}$  ( $\hat{y}_e$ ) und  $\hat{z}$  ( $\hat{z}_e$ ) die Tangential-Ebenen  $\sigma$  ( $\sigma_e$ ) und  $\nu$  ( $\nu_e$ ) gelegt.

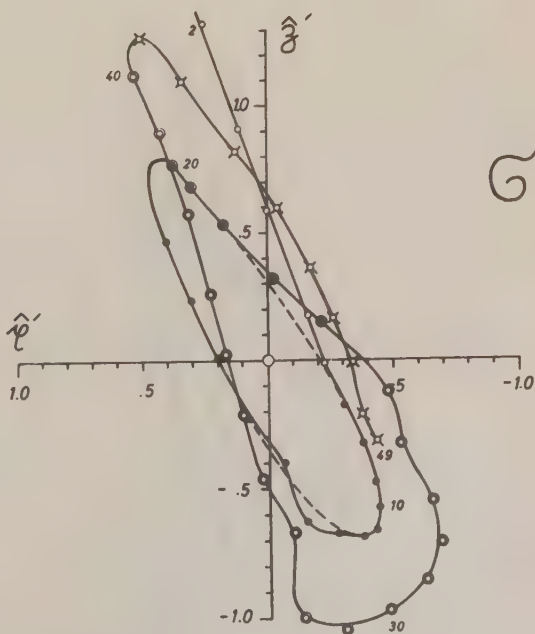
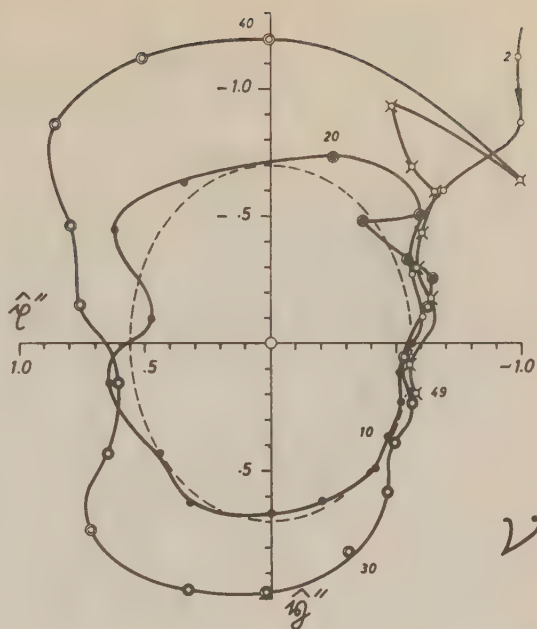
### 5. Die Raumkurven für alle vermessenen Bilder

#### Die Zentralprojektionen der Raumkurven

Auf die Tangential-Ebenen sind die Kugelwege  $u(t)$  und  $\delta(t)$  zentral projiziert (entsprechend für die linke Seite). Die Zentral-Projektionen sind quantitativ dargestellt in Abb. 10 für alle vermessenen Bilder ausgenommen Bild 0 und 1, deren Projektionen außerhalb des abgebildeten Bereichs liegen. Abb. 11 zeigt den Verlauf für die linke Seite.

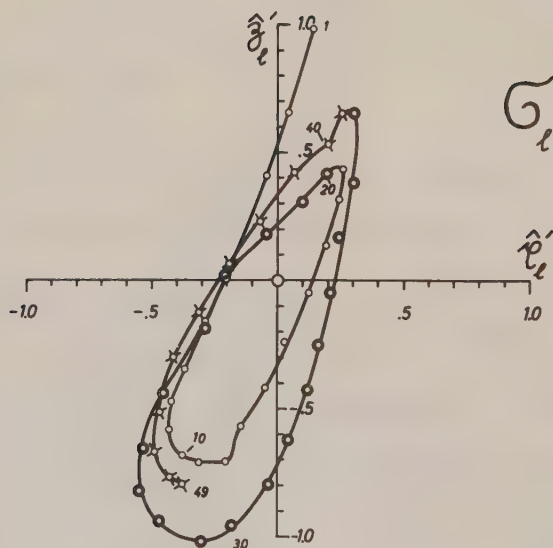
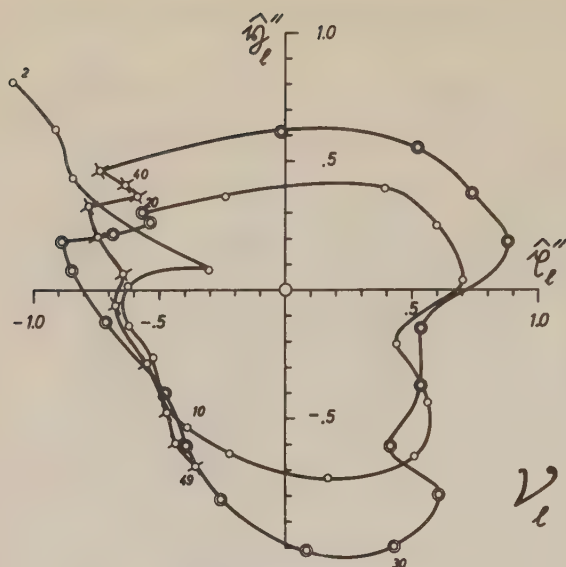
Linker und rechter Flügel schlagen mit unterschiedlichen Amplituden. Diese ändern sich auch noch von Schlagperiode zu Schlagperiode.

Abb. 10a



Rechter Vorderflügel: Die Zentralprojektionen von  $\mathcal{H}(t)$  (Normalenvektor) auf die Ebene  $\mathcal{V}$  (Abb. 10 a) und von  $\delta(t)$  (Spitzenvektor) auf die Ebene  $\sigma$  (Abb. 10 b). 1. Durchlauf: ein Kreis (o), 2. Durchlauf: zwei Kreise (⊙), 3. Durchlauf: Kreis mit Kreuz (x). Die Zahlen an den Kurvenpunkten geben die Bildnummern an. Die weiterhin analysierte Schlagperiode ist durch schwarz ausgefüllte Kreise gekennzeichnet.

Abb. 10b



Linker Vorderflügel: Die Zentralprojektionen von  $u_1(t)$  (Normalenvektor) auf die Ebene  $V_1$  (Abb. 11 a) und von  $s_1(t)$  (Spitzenvektor) auf die Ebene  $G_1$  (Abb. 11 b). Die Ebenen  $V_1$  und  $G_1$ , sowie  $\sigma$  und  $\sigma_1$  (vgl. Text) sind spiegelsymmetrisch zur Medianebene. Weitere Erläuterungen s. Legende zu Abb. 10.

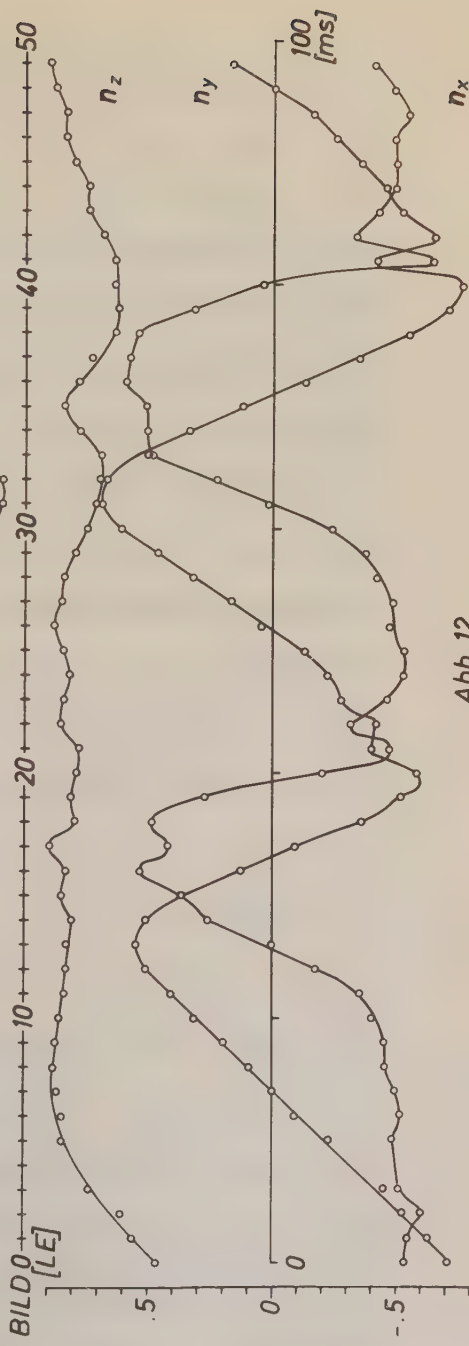
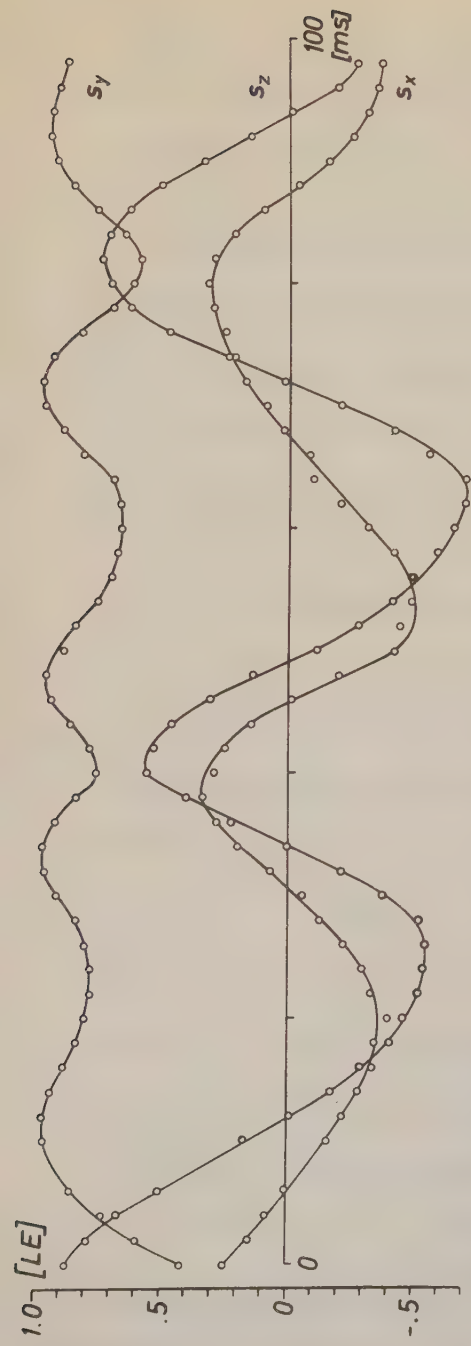


Abb. 12

Im Verlauf der Schlagbewegung verschiebt sich die Phasenlage zwischen linkem und rechtem Flügel. Die Hauptachsen der "Ellipsen" liegen zu beiden Seiten spiegelbildlich gleich und ändern ihre Lage von Periode zu Periode.

#### Die Zeitabhängigkeit der Funktionen $\hat{\delta}(t)$ und $\hat{n}(t)$

In Abb. 12 sind die auf  $\hat{K}_1$  bezogenen Komponenten  $\hat{s}_x, \hat{s}_y, \hat{s}_z$  und  $\hat{n}_x, \hat{n}_y, \hat{n}_z$  des rechten Spitzeneinheitsvektors  $\hat{\delta}$  und des rechten Normalenvektors  $\hat{n}$  zeitabhängig dargestellt.

Man erkennt gut den angenähert periodischen Verlauf der Funktionen. Beim Normalenvektor sieht man deutlich die auch schon in Abb. 10 zu beobachtende Oberschwingung (Bilder 16-23, 40-43).

#### Die Gestalt der Raumkurven $\hat{\delta}(t)$ und $\hat{n}(t)$

Es taucht die Frage auf, welches wohl bei einem ungestörten (s. Diskussion) geraden Horizontalflug die Raumkurven des Spitzenvektors und des Normalenvektors seien. Unter der Voraussetzung, daß dann Amplitude und Periodendauer konstant seien, kann man die Komponenten  $\hat{s}_x$  und  $\hat{s}_z$  vom Spitzenvektor wie folgt recht gut approximieren:

$$\hat{s}_x = a \cdot \cos(\omega \cdot t + \varphi), \quad \hat{s}_z = b \cdot \cos(\omega t).$$

Das ist die Parameterdarstellung einer Ellipse (vgl. beispielsweise BUDÓ, § 5,5). Demnach schneidet der Spitzenvektor einen einfach zusammenhängenden Bereich mit einer mehr oder weniger ellipsenförmigen Berandung aus der Kugeloberfläche heraus. Dasselbe gilt für den Normalenvektor, insbesondere wenn man die Oberschwingung (s. Diskussion) zunächst vernachlässigt. In Abb. 10 sind die Ellipsen gestrichelt eingezeichnet.

---

Abb. 12: Zeitabhängigkeit der nach Komponenten zerlegten Einheitsvektoren  $\hat{\delta}(t)$  (oben) und  $\hat{n}(t)$  (unten). LE = Längeneinheit.

## 6. Die momentane Drehachse und der Winkelgeschwindigkeitsvektor

### Die momentane Drehachse

Die Bewegung des als starr angenommenen Vorderflügels läßt sich leicht durch die Lage der momentanen Drehachse und durch die Winkelgeschwindigkeit  $\omega$  vollständig und umkehrbar eindeutig beschreiben. Die Richtung der momentanen Drehachse festlegenden DARBOUXschen Drehvektors  $\mathcal{D}$  ist so definiert, daß  $\mathcal{D}$ ,  $\dot{\mathbf{r}}$  und  $\dot{\mathbf{b}}$  ein Rechtssystem bilden (vgl. Formel(2)).

Es gilt innerhalb  $K_1$  für die Geschwindigkeit  $\dot{\mathbf{r}}$  eines beliebigen Flügelpunktes mit dem Ortsvektor  $\mathbf{r}$ :

$$\dot{\mathbf{r}} = \vec{\omega} \times \mathbf{r} ; \text{ mit } \vec{\omega} = \omega \cdot \mathcal{D} \quad \text{und} \quad |\mathcal{D}| = 1 . \quad (2)$$

$\dot{\mathbf{r}}$  steht senkrecht auf  $\mathcal{D}$  und auf  $\mathbf{r}$ . Damit läßt sich  $\mathcal{D}$  berechnen:

$$\mathcal{D} \perp \dot{\mathbf{r}} \quad (= -\frac{d\mathbf{r}}{dt}) \quad \text{und} \quad \mathcal{D} \perp \dot{\mathbf{b}} \quad (= -\frac{d\mathbf{b}}{dt}) \quad \text{also} \quad \mathcal{D} = \frac{\dot{\mathbf{r}} \times \dot{\mathbf{b}}}{d}$$

mit  $d = |\dot{\mathbf{r}} \times \dot{\mathbf{b}}|$  ; es folgt  $\omega = \frac{d}{\dot{\mathbf{b}}^T \cdot \dot{\mathbf{r}}} \quad (3)$

Herleitung von Formel (3): Formel (2) angewendet auf  $\dot{\mathbf{b}}$  ergibt  $\dot{\mathbf{b}} = \vec{\omega} \times \mathbf{b}$  ; mit  $\vec{\omega} = \omega \cdot \mathcal{D}$  folgt

$$\dot{\mathbf{b}} = \omega \cdot \mathcal{D} \times \mathbf{b} = \frac{\omega}{d} (\dot{\mathbf{r}} \times \dot{\mathbf{b}}) \times \mathbf{b} .$$

Es ist  $|\dot{\mathbf{b}}| = 1$ , also  $\dot{\mathbf{b}} \perp \dot{\mathbf{b}}$  und  $(\dot{\mathbf{b}}^T \cdot \dot{\mathbf{b}}) = 0$ . Demnach ist

$$\begin{aligned} (\dot{\mathbf{r}} \times \dot{\mathbf{b}}) \times \mathbf{b} &= (\dot{\mathbf{b}}^T \dot{\mathbf{r}}) \dot{\mathbf{b}} - (\dot{\mathbf{b}}^T \dot{\mathbf{b}}) \dot{\mathbf{r}} \\ &= (\dot{\mathbf{b}}^T \dot{\mathbf{r}}) \dot{\mathbf{b}} . \end{aligned}$$

Es folgt:

$$\dot{\mathbf{b}} = \frac{\omega}{d} (\dot{\mathbf{b}}^T \dot{\mathbf{r}}) \dot{\mathbf{b}}$$

Daraus ergibt sich

$$1 = \frac{\omega}{d} (\dot{\mathbf{b}}^T \dot{\mathbf{r}})$$

und

$$\omega = \frac{d}{(\dot{\mathbf{b}}^T \dot{\mathbf{r}})} \quad \text{wzwbw.}$$

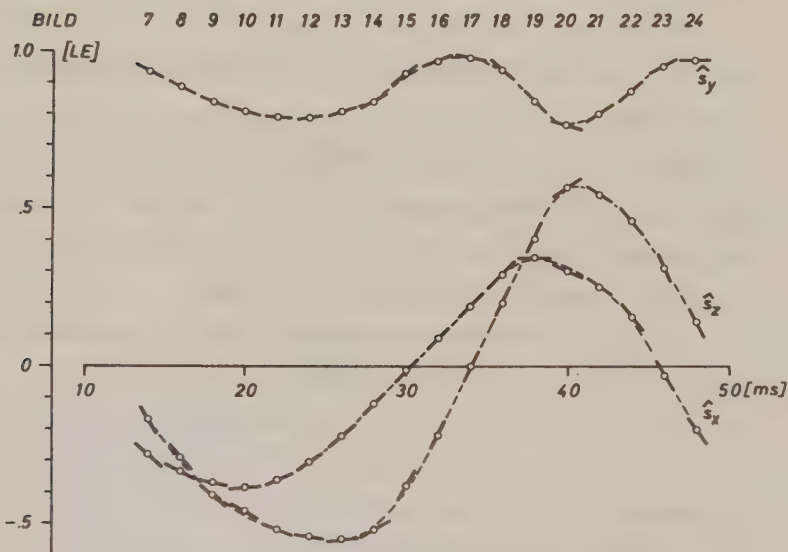
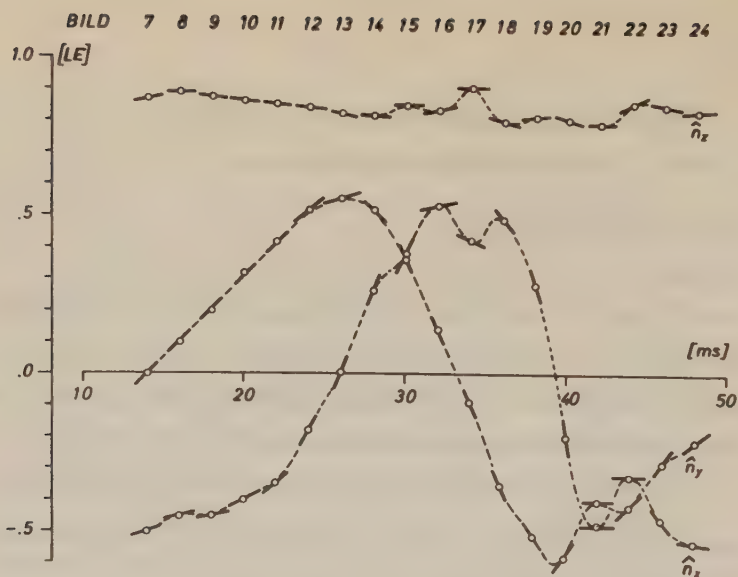


Abb. 13

Zeitabhängigkeit der nach Komponenten zerlegten (Einheits-) Vektoren  $\hat{u}(t)$  (Normalenvektor) (oben) und  $\hat{b}(t)$  (Spitzenvektor). Es ist eine Schlagperiode (Aufschlag: Bild 11 - 19) dargestellt. Die 1. Ableitungen der Vektoren  $\hat{u}(t)$  und  $\hat{b}(t)$  sind indirekt - durch Tangentenstücke - angegeben. Diese Darstellung wird gewählt, damit dem Leser die weiterhin verwendeten Zahlenwerte der 1. Ableitungen anschaulich werden. (LE = Längeneinheit)

Diese Formeln versagen, wenn  $\dot{n} = v$  und/oder  $\dot{\delta} = v$  ist.

$\dot{n} = v$  ( $\dot{\delta} = v$ ) bedeutet, daß  $n$  ( $\delta$ ) die momentane Drehachse ist. Die Winkelgeschwindigkeit läßt sich dann berechnen nach:

$$\dot{n} = v: \quad \omega = |\dot{\delta}| \quad (\text{weil } \delta \perp n \text{ und } |\delta| = 1 \text{ ist})$$

$$\dot{\delta} = v: \quad \omega = |\dot{n}| \quad (\text{weil } \delta \perp n \text{ und } |n| = 1 \text{ ist})$$

$\dot{n} = v$  und  $\dot{\delta} = v$  würde den momentanen Stillstand des Vorderflügels bedeuten. Dieser Fall kam in der Aufnahmeserie nicht vor. Sollte das nach Formel ( 3 ) berechnete  $\omega < 0$  sein, so muß  $v$  durch  $(-1) \cdot v$  ersetzt werden.

Die Lage von  $v$  gegenüber dem Flügel und dem Tier ist unabhängig vom benutzten KS. Zur numerischen Berechnung benutze ich daher die auf  $\hat{K}_1$  bezogenen Werte.

Es werden benötigt die zeitabhängigen Funktionen  $\hat{\delta}(t)$  und  $\hat{n}(t)$  nebst ihren Ableitungen nach der Zeit. Diese müssen unter Einhaltung der Bedingung  $\hat{\delta}^T \cdot \hat{\delta} = 0$  ( $\hat{n}^T \cdot \hat{n} = 0$ ) gewonnen werden, weil  $\hat{\delta}^T \cdot \hat{\delta} = 1$  und  $\hat{n}^T \cdot \hat{n} = 1$  ist. Die Ableitungen nach der Zeit werden (in dieser Arbeit) graphisch vorgenommen, weil das geschlossene Ableiten ohne besondere Vorbereitungen nicht möglich ist.

Aus arbeitstechnischen Gründen beschränke ich mich auf eine Flügelschlagperiode des rechten Vorderflügels. Es werden die Bilder 7...24 gewählt, weil die Funktionen  $\hat{n}(t)$  und  $\hat{\delta}(t)$  in diesem Zeitintervall halbwegs geschlossene Kurvenzüge ergeben. Die quantitativen Ergebnisse sind in Abb. 13 dargestellt. (Zur Kontrolle werden mit Hilfe der für den Winkelgeschwindigkeitsvektor gefundenen Werte die Geschwindigkeiten  $\dot{\delta}(t)$  und  $\dot{n}(t)$  berechnet und mit den gemessenen Werten verglichen. Abweichungen, die kleiner als 10% sind, werden zugelassen.)

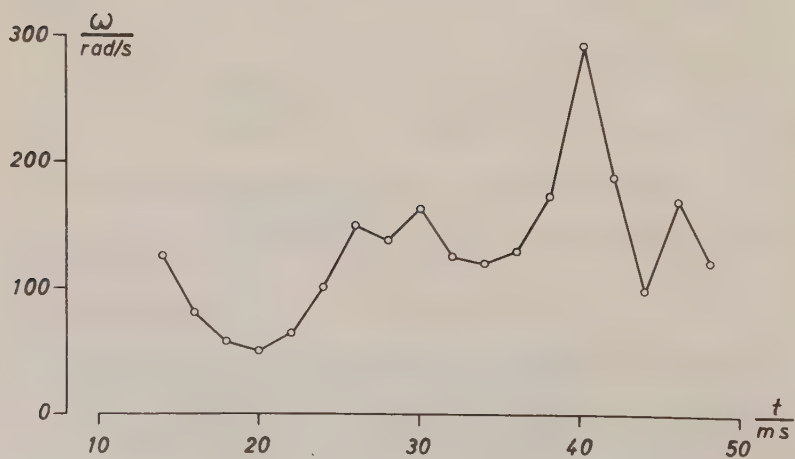
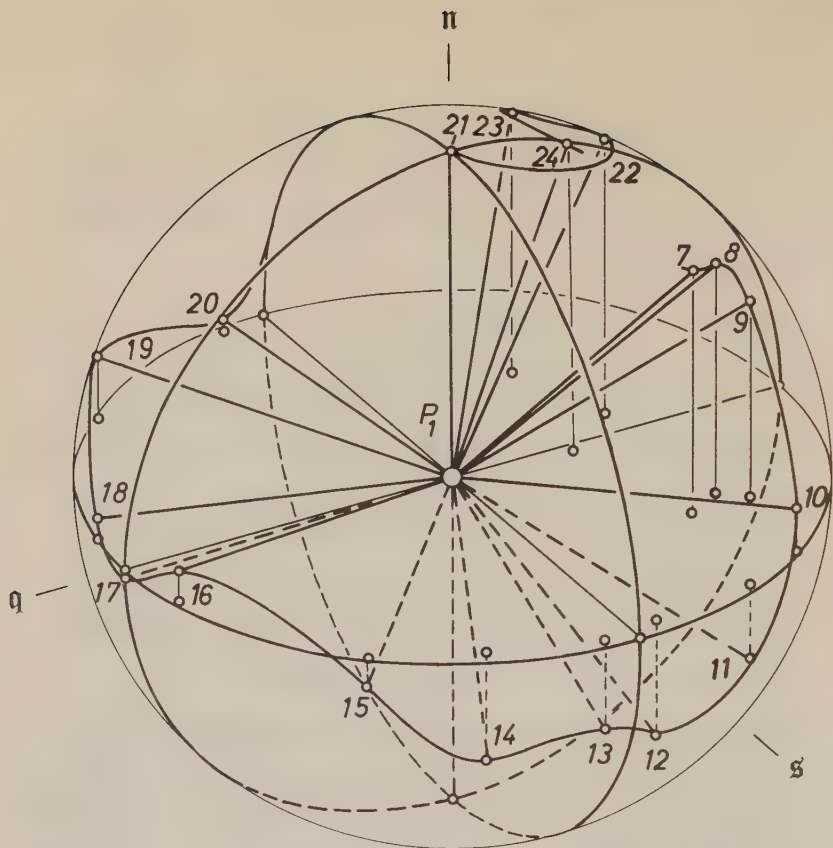


BILD: 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24

Abb. 14 a (oben)

Abb. 14 b (unten)

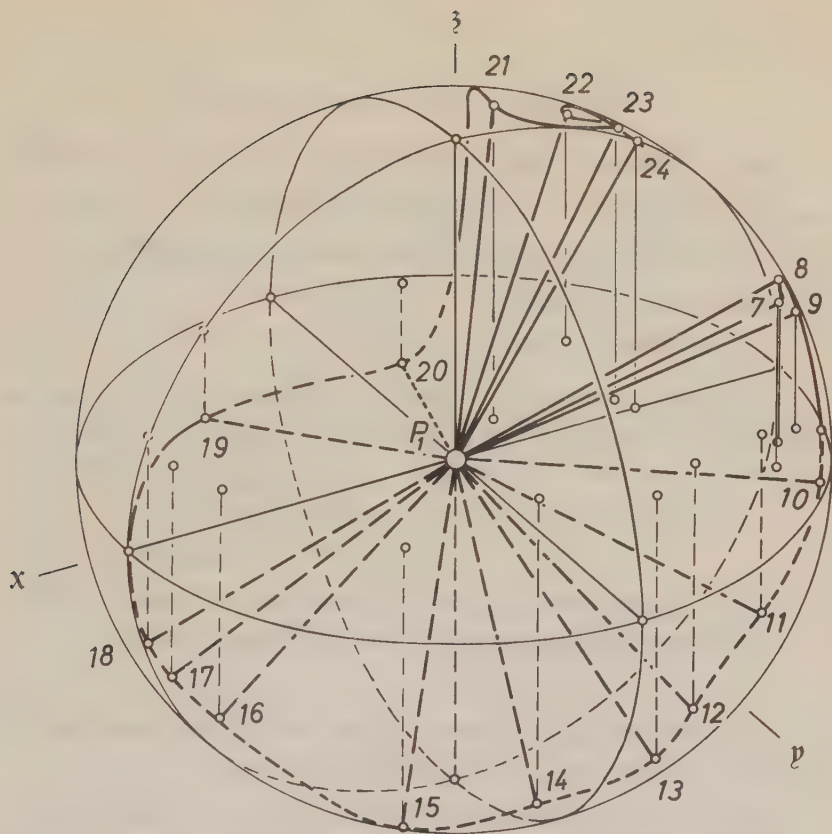


Abb. 14 a: P o l k e g e l (= Drehachsenkegel, der auf das flügelbeste Koordinatensystem  $K_1\{P_1; \eta, \delta, u\}$  bezogen ist.)

Abb. 14 b: Zeitabhängigkeit der Winkelgeschwindigkeit  $\omega$ .

Abb. 15: S p u r k e g e l (= Drehachsenkegel, der auf das raumfeste Koordinatensystem  $K_1\{P_1; r, y, z\}$  bezogen ist.)

Es ist eine Schlagperiode wiedergegeben (Aufschlag: Bild 11 - 19). Die Zahlen an den Kegelpunkten geben die Bildnummern an. Die Kegel sind mit der Einheitskugel geschnitten. Dabei sind die oberen Halbkugeln als durchsichtig gedacht.

## 7. Der Spurkegel und der Polkegel

Der DARBOUXsche Drehvektor liegt nun mit auf  $\hat{K}_1$  bezogenen Komponenten vor. Wenn man die Komponenten von auf das tierfesteste KS  $K_1$  bezieht, erhält man den Spurkegel (Abb. 15):

Aus  $\hat{\mathcal{J}} = S_1 \cdot \mathcal{J}$  folgt:  $\mathcal{J} = S_1^T \cdot \hat{\mathcal{J}}$ .

( $S_1$  wurde auf S. 32 definiert.)

Den Polkegel (Abb. 14 a) erhält man, wenn man die Komponenten von  $\mathcal{J}$  auf das flügelfeste KS  $\hat{K}_1$  bezieht. Es ist:

$$\hat{\mathcal{J}} = S(t) \cdot \mathcal{J} \quad \text{mit} \quad S(t) := \begin{pmatrix} \hat{\mathcal{J}}^T(t) \\ \hat{\delta}^T(t) \\ \hat{u}^T(t) \end{pmatrix}.$$

(Es müssen diesmal die auf  $\hat{K}_1$  bezogenen Vektoren  $\hat{\mathcal{J}}, \hat{\delta}, \hat{u}$  herangezogen werden, weil  $\mathcal{J}$  auf  $\hat{K}_1$  bezogen wurde.)

Zusammen mit dem Polkegel ist der Betrag der Winkelgeschwindigkeit  $\omega$  dargestellt (Abb. 14 b).

Die Bewegung des Flügels läßt sich jetzt beschreiben als das Abrollen des (flügelfesten) Polkegels auf dem (tierfesten) Spurkegel. Die Drehung erfolgt mit der (zeitabhängigen) Winkelgeschwindigkeit  $\omega$ .

Man bemerkt, daß die Drehachse  $\mathcal{J}$  in keinem der Systeme eine konstante Lage hat, sondern diese im Gegenteil sehr stark verändert. Das hat bei der Berechnung von Drehimpuls, Drehmoment und kinetischer Energie (s.u.) wichtige Folgen.

Damit ist die "Bewegung im großen" des Vorderflügels vollständig und umkehrbar eindeutig numerisch festgelegt.

## A II. Die eingeprägten Kräfte und Momente

### 1. Die Bewegungsgleichungen

Welche Bewegungsgleichungen liegen der Bewegung des starren Körpers "Vorderflügel" zugrunde? Die Bewegung wird durch die Resultante  $\mathcal{F}$  aller dem Flügel eingeprägten Kräfte und die Resultante  $\mathcal{M}$  der dabei entstehenden Momente bewirkt.

$$m \cdot \ddot{\mathcal{A}}_S = \mathcal{F} \quad \mathcal{M} = \frac{d\mathcal{N}}{dt}$$

( $m$  = Masse des Vorderflügels,  $\ddot{\mathcal{A}}_S$  = Beschleunigung des Schwerpunkts,  $\mathcal{F}$  = Resultante der eingeprägten Kräfte,  $\mathcal{N}$  = Resultante der Drehimpulse,  $\mathcal{M}$  = Resultante der Drehmomente.)

Die eingeprägten Kräfte sind:

- a) die Muskelkräfte,
- b) Kräfte auf Grund von Deformationen des Thorax,
- c) die von der bewegten Luft herrührenden Luftkräfte,
- d) die Schwerkraft.

Nur die Schwerkraft ist bekannt. Daher kann man die Resultanten nicht direkt bestimmen und dann durch Integration der Differentialgleichungen die Lage des Flügels berechnen (unter Berücksichtigung bestimmter Randbedingungen), sondern man muß aus der gemessenen Kinematik die Resultanten ermitteln. Darüber hinaus ist die exakte Zerlegung der Resultanten in die Anteile nach Herkunft der Kräfte, sieht man von der Schwerkraft ab, vorläufig nicht möglich.

### 2. Die Kraftresultante

Die (zeitabhängige) Kraftresultierende läßt sich berechnen nach

$$m \cdot \ddot{\mathcal{A}}_S = \mathcal{F}$$

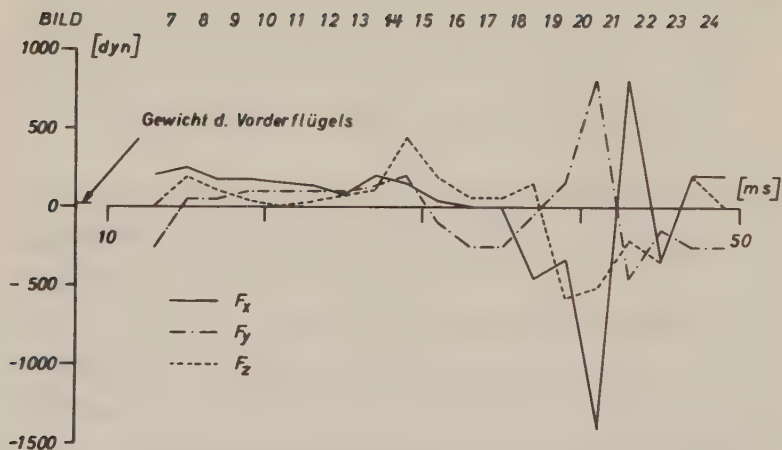


Abb. 16

Die nach Komponenten zerlegte Resultierende  $\vec{F}$  der dem rechten Vorderflügel eingeprägten Kräfte. Es ist eine Flügelschlagperiode abgebildet (Aufschlag: Bild 11 - 19). Zum Vergleich ist das in dyn umgerechnete Gewicht des Vorderflügels angegeben. Es hat für die Flügelbewegung keine Bedeutung.

Die Geschwindigkeit des Schwerpunkts  $\mathcal{K}_S$  läßt sich, nachdem die Kinematik bekannt ist, sofort angeben:

$$\dot{\mathcal{K}}_S = \mathcal{V}_0 + \vec{\omega} \times \mathcal{K}_S \quad .$$

$\mathcal{V}_0$  ist die Geschwindigkeit des KS  $\mathcal{K}_1$  gegenüber dem Raum, also  $\mathcal{V}_0 = -\mathcal{V}_\infty$  .

Für den Ortsvektor des Schwerpunkts findet man

$$\mathcal{K}_S = \frac{1}{2} s \delta \quad .$$

Damit erhält man für die Geschwindigkeit des Schwerpunkts:

$$\dot{\mathcal{K}}_S = -\mathcal{V}_\infty + \frac{s}{2} \vec{\omega} \times \delta \quad .$$

Durch Ableitung nach der Zeit erhält man sofort die Beschleunigung und daraus die Kraft:

$$\ddot{\mathcal{K}}_S = \frac{s}{2} \frac{d}{dt} (\vec{\omega} \times \delta),$$

$$\mathcal{F} = \frac{s}{2} m \frac{d}{dt} (\vec{\omega} \times \delta),$$

$$(m = 0.0075 \text{ g}, s = 4.45 \text{ cm}).$$

Man sieht (Abb. 16), daß der Einfluß der Schwerkraft gegenüber den Muskel- und Luftkräften vernachlässigt werden kann. Das Gewicht des Flügels spielt keine Rolle für die Bewegung. Der Abschlag wird mit großer Kraft eingeleitet. Die weitere Bewegung wird durch relativ kleine Kräfte aufrecht erhalten. Ab Phase 14 scheinen die Luftkräfte zu überwiegen. (Vgl. Diskussion)

### 3. Die Resultierende der Drehimpulse

Die Bestimmung des gesamten Drehimpulses  $\mathcal{H}$ , aus dem man durch Ableiten das Moment  $\mathcal{M}$  erhält, ist etwas aufwendiger. Zunächst ist wichtig, daß der Schwerpunkt beschleunigt wird, und daß die Drehachse fortwährend ihre Lage ändert. Darum ist es ungünstig, ein Schwerpunkt-

koordinatensystem zu wählen, weil dieses kein Inertialsystem ist. Ein solches findet man in dem (unbeschleunigten) KS  $K_1$ . Weil die Drehachse ihre Lage im Raum und zum Flügel laufend ändert, darf man nicht mit einem konstanten Trägheitsmoment rechnen, sondern muß das auf das Basisgelenk ( $P_1$ ) bezogene Trägheitsellipsoid heranziehen. Dann ist der Drehimpuls

$$\vec{H} = m \cdot \vec{r}_S \times \vec{v}_S + \vec{T} \cdot \vec{\omega} = \vec{H}_1 + \vec{H}_2$$

(T siehe unten)

Der erste Summand  $\vec{H}_1$  berücksichtigt, daß  $K_1$  nicht im Schwerpunkt verankert ist und gleichmäßig bewegt wird. Der zweite Summand  $\vec{H}_2$  berücksichtigt die Rotation der räumlich verteilten Flügelmasse innerhalb von  $K_1$ .

### Der Trägheitstensor

Das Trägheitsellipsoid ist fest mit dem Flügel verbunden und findet seinen zahlenmäßigen Niederschlag im Trägheitstensor  $T$ . Mit der Lagenänderung des Flügels ändern sich dessen auf  $K_1$  bezogene Komponenten  $\theta_{ik}$  ( $i, k = 1, 2, 3$ ), die also Funktionen der Zeit sind. Darum ist es günstiger, die Komponenten des Trägheitstensors auf ein flügelfestes KS zu beziehen, weil sie dann zeitunabhängig werden. Innerhalb des KS  $\hat{K}_S$ , das seinen Ursprung im Schwerpunkt hat und dessen Achsen in die Hauptträgheitsrichtungen weisen, ist der Trägheitstensor eine Diagonalmatrix:

$$\hat{T}_S = \begin{pmatrix} \theta_{qS} & 0 & 0 \\ 0 & \theta_{sS} & 0 \\ 0 & 0 & \theta_{nS} \end{pmatrix}$$

(q, s und n weisen auf die Achsen, S auf den Schwerpunkt. "hat" besagt, daß der Tensor auf ein flügelfestes KS bezogen ist.)

$\hat{T}_S$  wird jetzt bestimmt. Für eine erste Untersuchung genügt es, den Vorderflügel durch einen "Quader" mit den Kantenlängen  $q = 0.75$  cm,  $s = 4.45$  cm,  $n = 0.01$  cm und der homogen verteilten Masse  $m = 0.0075$  g zu approximieren. Dann erhält man:

$$\theta_{qS} = \frac{1}{12} m (s^2 + n^2), \quad \theta_{sS} = \frac{1}{12} m (q^2 + n^2),$$

$$\theta_{nS} = \frac{1}{12} m (q^2 + s^2). \quad n^2 \text{ kann vernachlässigt werden.}$$

Der Flügel dreht sich um  $P_1$ . Man muß daher die Tensor-komponenten auf  $\hat{K}_1$  beziehen.  $\hat{K}_1$  geht aus  $\hat{K}_S$  hervor durch eine Parallelverschiebung entlang  $\hat{b}$ . Dabei wird das Trägheitsmoment um die  $s$ -Achse nicht verändert, während man bei den anderen Trägheitsmomenten den Steinerschen Satz berücksichtigen muß. Der Tensor bleibt eine Diagonalmatrix. Der Schwerpunkt hat den Abstand  $s/2$  von  $P_1$ , daher:

$$\theta_q = \theta_{qS} + m \left(\frac{s}{2}\right)^2, \quad \theta_s = \theta_{sS}, \quad \theta_n = \theta_{nS} + m \left(\frac{s}{2}\right)^2.$$

Man findet die Zahlenwerte:

$$\theta_q = 0.0495 \text{ cm}^2\text{g}, \quad \theta_s = 0.0005 \text{ cm}^2\text{g}, \quad \theta_n = 0.0500 \text{ cm}^2\text{g}.$$

Die Lage der Winkelgeschwindigkeit gegenüber dem Trägheitstensor ist unabhängig vom Koordinatensystem, also kann man zunächst

$$\hat{\mathcal{H}}_2 = \hat{\vec{r}} \cdot \hat{\vec{\omega}}$$

berechnen und  $\hat{\mathcal{H}}_2$  der Bewegung  $S_0(t)^T$  unterwerfen. Somit erhält man

$$\mathcal{H}_2 = S_0(t)^T \cdot \hat{\mathcal{H}}_2 = S_0(t)^T \hat{\vec{r}} \cdot \hat{\vec{\omega}} \quad \text{mit } S_0(t) = S_1 S(t)$$

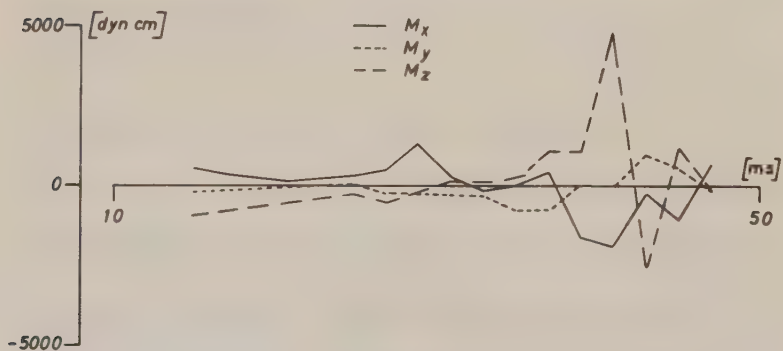
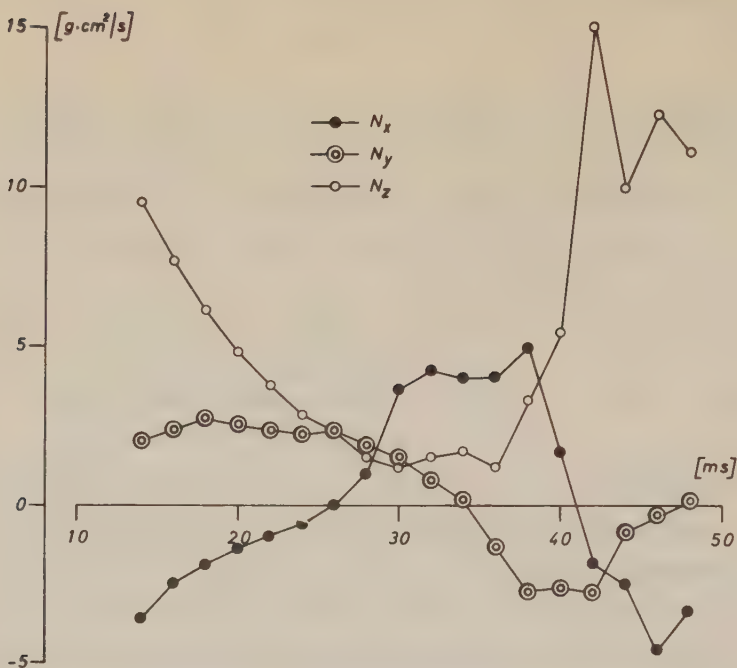


Abb. 17 (oben): Der resultierende Drehimpuls  $\mathcal{N}$  für den rechten Vorderflügel.

Abb. 18 (unten): Die Resultierende der dem rechten Vorderflügel eingeprägten Drehmomente  $\mathcal{M}$ .

Drehimpuls und Drehmoment sind nach Komponenten zerlegt und für eine Schlagperiode (Aufschlag: Bild 11 - 19) dargestellt.

Mit den bekannten Werten für  $\omega_0$  und  $\omega_1$  läßt sich die Resultante der Drehimpulse berechnen:

$$\mathcal{H} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot s \cdot \omega_0 \times \delta + S_0(t)^T \cdot \hat{T} \cdot \hat{\omega} \quad .$$

Kurz nach Abschlagbeginn hat der Betrag des Drehimpulses sein Maximum (Abb. 17). Der Betrag nimmt dann wahrscheinlich infolge der Luftkräfte stetig ab und erreicht bei Aufschlagbeginn sein Minimum. Während des Aufschlags ist er nahezu konstant.

#### 4. Der resultierende Drehimpuls von beiden Vorderflügeln

Man kann zeigen:

Wenn bei einem Flug die beiden Vorderflügel zur Medianebene spiegelsymmetrisch schlagen, dann hat die Resultierende der Drehimpulse von beiden Vorderflügeln nur eine (im allgemeinen) von Null verschiedene Komponente:

$$\mathcal{H}_{res} = \begin{pmatrix} 0 \\ 2N_y \\ 0 \end{pmatrix}$$

Das ist zunächst für die x- und die z-Komponente anschaulich klar: Das Tier rotiert nicht um die Hochachse und die Querachse, und es schlingert nicht. Also müssen sich beim symmetrischen Flug die x- und die z-Komponenten zeitunabhängig kompensieren.

Mathematisch sieht man es so:  $K_1$  und  $K_{31}$  liegen symmetrisch. Aus physikalischen Symmetriegründen kann man so tun, als fielen die Koordinatenursprünge in der Medianebene zusammen. Dann gilt für spiegelsymmetrisch liegende Orts-

$$\mathcal{A}_r = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad \mathcal{A}_l = \begin{pmatrix} x \\ -y \\ z \end{pmatrix} \quad \text{(Die Indices r,l geben "rechts" oder "links" der Medianebene an.)}$$

Den Seitenwechsel von rechts der Medianebene nach links kann durch eine orthonormierte Diagonalmatrix beschrieben werden:

$$\mathcal{A}_l = D_2 \cdot \mathcal{A}_r \quad \text{mit } D_2 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Die Winkelgeschwindigkeit ist proportional  $\dot{n}$  und  $\dot{\delta}$ :

$$\vec{\omega}_r \sim \dot{n}_r \times \dot{\delta}_r = \begin{pmatrix} \dot{n}_y \dot{s}_z - \dot{n}_z \dot{s}_y \\ \dot{n}_z \dot{s}_x - \dot{n}_x \dot{s}_z \\ \dot{n}_x \dot{s}_y - \dot{n}_y \dot{s}_x \end{pmatrix}$$

also ändern die Komponenten  $\omega_x$  und  $\omega_z$  beim Seitenwechsel ihr Vorzeichen, was wieder durch eine orthonormierte Matrix beschrieben werden kann:

$$\vec{\omega}_l = D_{1,3} \cdot \vec{\omega}_r \quad \text{mit } D_{1,3} = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}$$

Man transformiert die Winkelgeschwindigkeiten auf die flügel festen Koordinatensysteme:

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_r &= S_r \cdot \vec{\omega}_r & \text{mit } S_r &= \begin{pmatrix} \eta_r^T \\ \delta_r^T \\ n_r^T \end{pmatrix} \\ \vec{\omega}_l &= S_l \cdot \vec{\omega}_l & \text{mit } S_l &= \begin{pmatrix} \eta_l^T \\ \delta_l^T \\ n_l^T \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Weil  $\eta_l = D_2 \cdot \eta_r$  und  $\eta_l^T = (D_2 \cdot \eta_r)^T = \eta_r^T \cdot D_2^T$

ist  $S_l = S_r \cdot D_2$ .

Man kann also weiter umwandeln

$$\vec{\omega}_1 = S_l \cdot \vec{\omega}_l = S_r \cdot D_2 \cdot \vec{\omega}_l = S_r \cdot D_2 \cdot D_{1,3} \cdot \vec{\omega}_r$$

$$D_{1,3} \cdot D_2 = (-1) \cdot E \quad (E = \text{Einheitsmatrix})$$

$$\hat{\vec{\omega}}_l = (-1) \cdot S_r \cdot \vec{\omega}_r = (-1) \hat{\vec{\omega}}_r$$

Folglich ist der auf den linken Vorderflügel bezogene linke Winkelgeschwindigkeitsvektor gleich dem Negativen des auf den rechten Vorderflügel bezogenen rechten Winkelgeschwindigkeitsvektors.

Es wird jetzt die Wirkung des Seitenwechsels auf die

Drehimpulsanteile  $\mathcal{N}_1$  und  $\mathcal{N}_2$  untersucht:

$$\hat{\mathcal{N}}_{2l} = \hat{T} \cdot \hat{\vec{\omega}}_l, \quad \hat{\mathcal{N}}_{2r} = \hat{T} \cdot \hat{\vec{\omega}}_r \quad (\hat{T} \text{ ist mit dem Flügel fest verbunden und bei kongruenten Flügeln rechts und links gleich})$$

bezogen auf das  $K_1$ -System (rechts!):

$$\mathcal{N}_{2l} = S_r^T \cdot \hat{T} \cdot \hat{\vec{\omega}}_l, \quad \mathcal{N}_{2r} = S_r^T \cdot \hat{T} \cdot \hat{\vec{\omega}}_r.$$

$$\text{Es ist } S_l^T = (S_r \cdot D_2)^T = D_2^T \cdot S_r^T = D_2 \cdot S_r^T$$

Zusammen mit den Winkelgeschwindigkeiten erhält man:

$$\mathcal{N}_{2l} = (-1) \cdot D_2 \cdot S_r^T \cdot \hat{T} \cdot \hat{\vec{\omega}}_r = (-1) \cdot D_2 \cdot \mathcal{N}_{2r}$$

Also ist die Summe

$$\mathcal{N}_{2, \text{res}} = \mathcal{N}_{2r} + \mathcal{N}_{2l} = \mathcal{N}_{2r} - D_2 \cdot \mathcal{N}_{2r} = \begin{pmatrix} 0 \\ 2 N_{2y} \\ 0 \end{pmatrix}$$

Beim ersten Teil  $\mathcal{N}_1$  wechseln die x- und die z-Komponente ihr Vorzeichen:

$$\mathcal{N}_1 = m \cdot \omega_\infty \times \mathcal{N}_s = \begin{pmatrix} 0 \\ -v_\infty \cdot z_s \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\mathcal{N}_\infty = \begin{pmatrix} v_\infty \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix})$$

also heben sich bei der Addition ebenfalls die x- und die z-Komponenten auf, womit bewiesen ist:

$$\mathcal{N}_{\text{res}} = \begin{pmatrix} 0 \\ 2 N_y \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Weitere Aussagen kann man solange nicht machen, als man nicht weiß, wie groß die Drehimpulse der Hinterflügelbewegung sind.

## 5. Das resultierende Drehmoment

Da der gesamte Drehimpuls am rechten Vorderflügel bekannt ist, läßt sich durch Ableiten nach der Zeit sofort das resultierende Drehmoment bestimmen:

$$M = \frac{d}{dt} N$$

$K_1$  ist ein Inertialsystem. Man braucht also lediglich die Komponenten  $N_x$ ,  $N_y$  und  $N_z$  zu differenzieren. Das ist geschehen (Abb. 18). Während der ersten Abschlagphasen treten die größten Drehmomente auf (Phase 20 ff).

Man wird vermuten dürfen, daß sie im wesentlichen von den Muskeln herrühren.

## 6. Die kinetische Energie

In der Bewegung des Vorderflügels steckt eine kinetische Energie, die man jetzt exakt angeben kann, weil die Kinematik genau bekannt ist. Die kinetische Energie hat drei Anteile, die herrühren von:

a) der Translation:  $E_{tr} = \frac{m}{2} v_{\infty}^2$  (Abb. 19 b)

b) der Rotation:  $E_{rot} = \frac{1}{2} N^T \vec{\omega}$  (Abb. 19 a)

c) der zusätzlichen Bewegung des Schwerpunkts innerhalb  $K_1$  (man nennt sie die wechselseitige Energie)

$$\begin{aligned} E_w &= -m \cdot \vec{\omega}_{\infty}^T \cdot (\vec{\omega} \times \vec{r}_s) & (\text{Abb. 19 b}) \\ &= -m \cdot \vec{\omega}_{\infty}^T \cdot \vec{\omega}_s \end{aligned}$$

Bei konstantem  $v_{\infty}$  ist  $E_{tr}$  ebenfalls konstant. Die Rotationsenergie ist positiv definit  $E_{rot} \geq 0$  und die wechselseitige Energie kann auch negativ werden, wenn nämlich der Schwerpunkt gegenüber  $K_1$  "nachhinkt". Dann schließen  $\vec{\omega}_{\infty}$  und  $\vec{\omega}_s$  einen Winkel  $> 90^\circ$  ein, demzufolge das Skalarprodukt  $\vec{\omega}_{\infty}^T \cdot \vec{\omega}_s > 0$  wird.

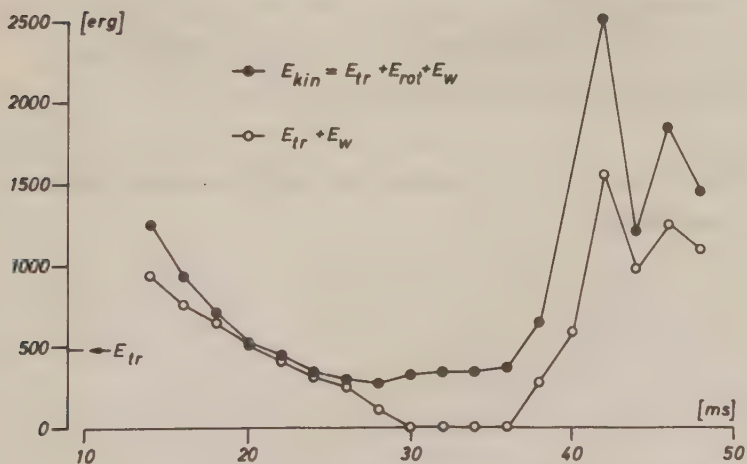
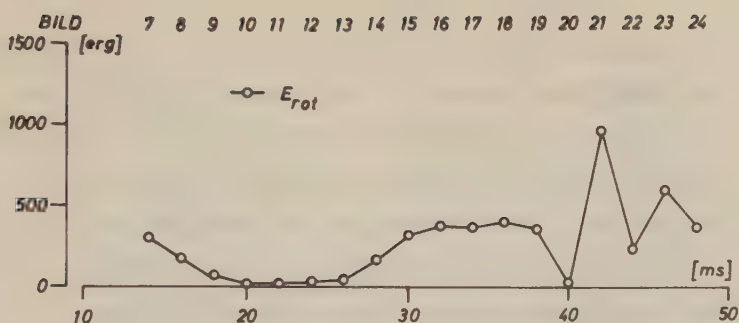


Abb. 19 a (oben): Die Rotationsenergie  $E_{rot}$  des rechten Vorderflügels.

Abb. 19 b (unten): Die gesamte kinetische Energie  $E_{kin}$  des rechten Vorderflügels.

Die Energien sind für eine Flügelschlagperiode dargestellt (Aufschlag: Bild 11 - 19). Die translatorische Energie  $E_{tr}$  ist über die Schlagperiode konstant und deshalb nur durch eine Marke an der unteren Ordinatenachse angegeben.

$$E_{kin} = E_{tr} + E_{rot} + E_w$$

Die (gesamte) kinetische Energie (Abb. 19 b) ist während des Aufschlags (Phasen 11 - 19) nahezu konstant. Kurz nach Beginn des Abschlags (Phase 21) ist das überragende Maximum. Man kann vermuten, daß die hohe Energie, die das Tier bei Abschlagbeginn in die Flügelbewegung hineinsteckt, im Laufe des Abschlags von den Luftkräften verbraucht wird und nur zu einem geringen Teil (wenn überhaupt) durch die Elastizität des Thorax (WEIS-FOGH (1955)) und der Muskeln in potentielle Energie umgewandelt und damit gespeichert wird.

Damit sind die der Bewegung zugrunde liegenden Größen abgehandelt.

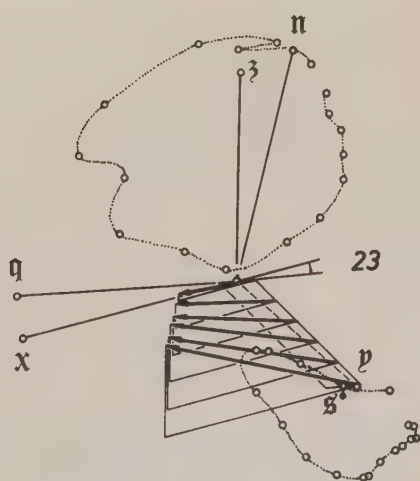
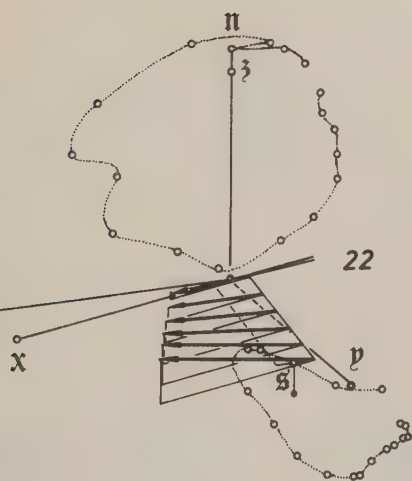
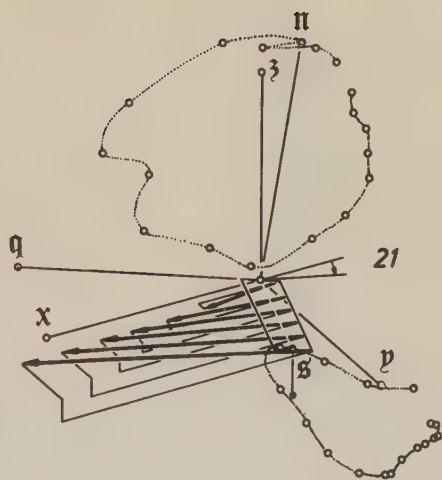
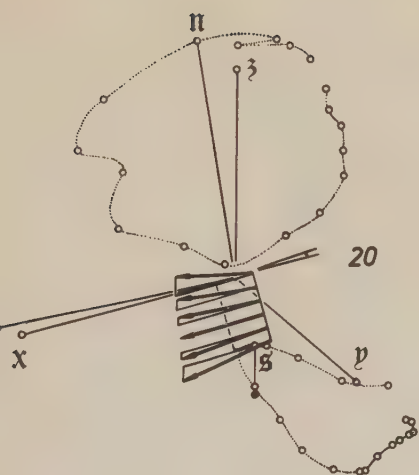


Abb. 20a

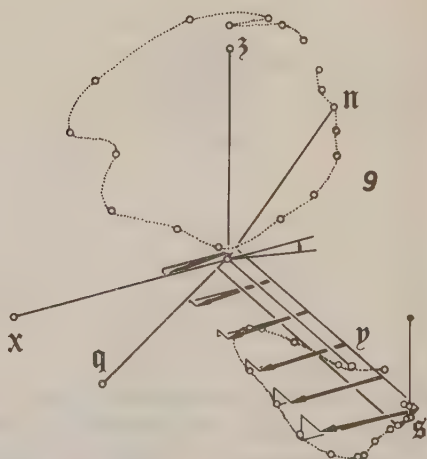
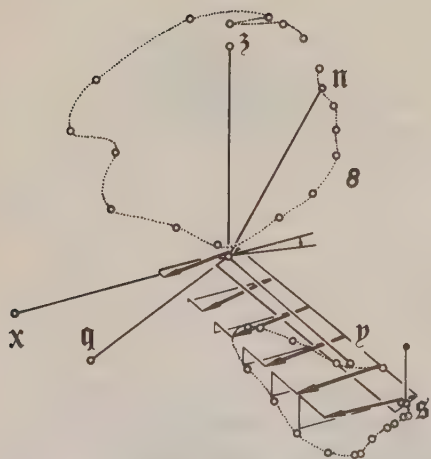
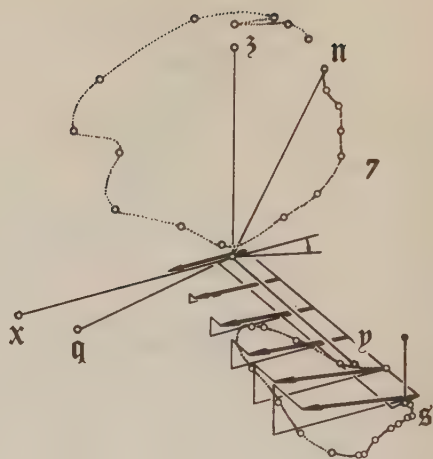
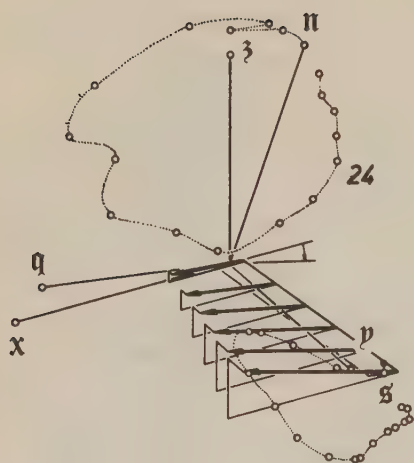


Abb. 20 b

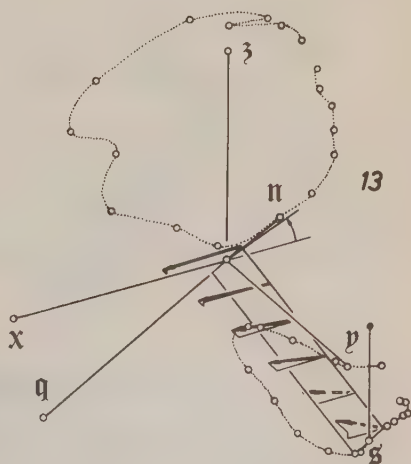
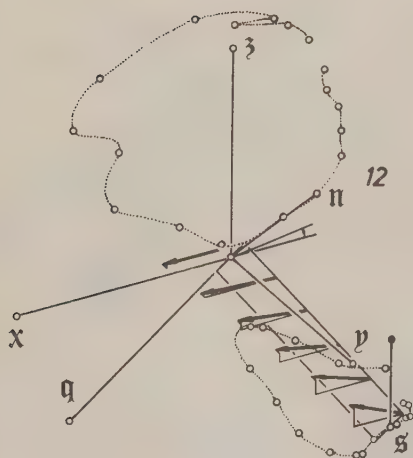
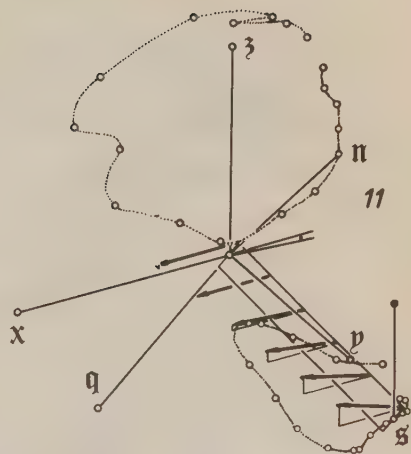
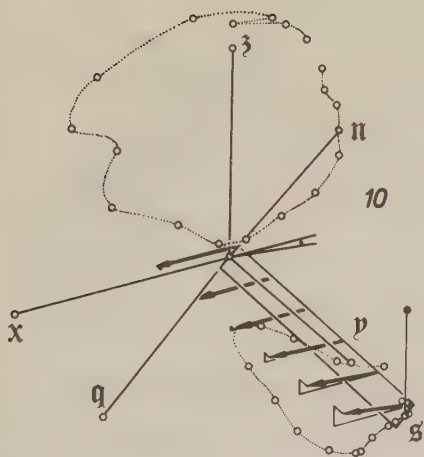


Abb. 20c

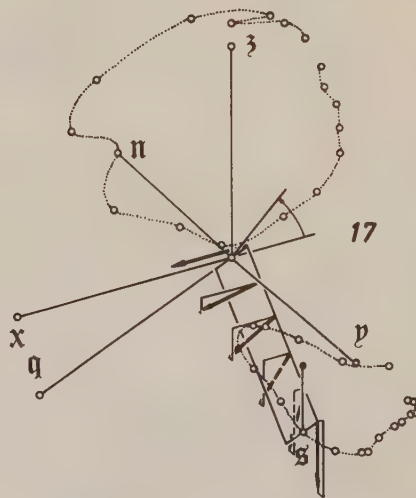
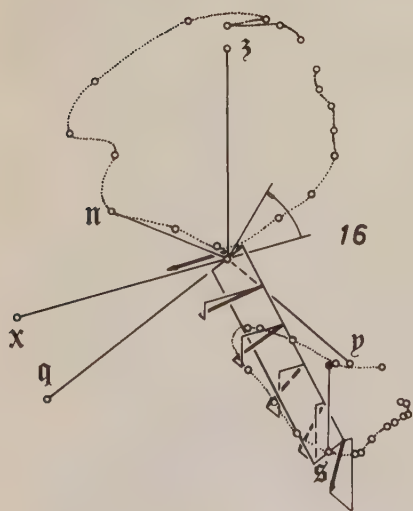
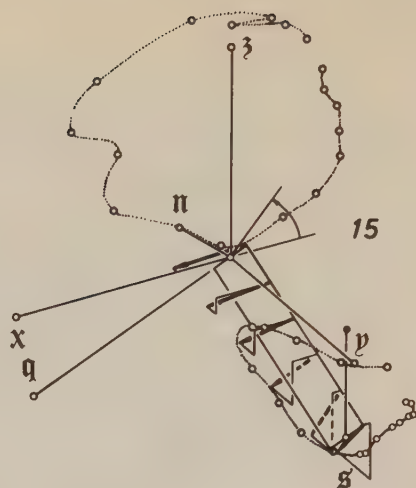
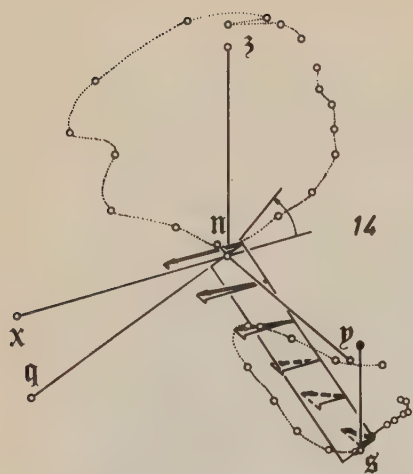


Abb. 20d

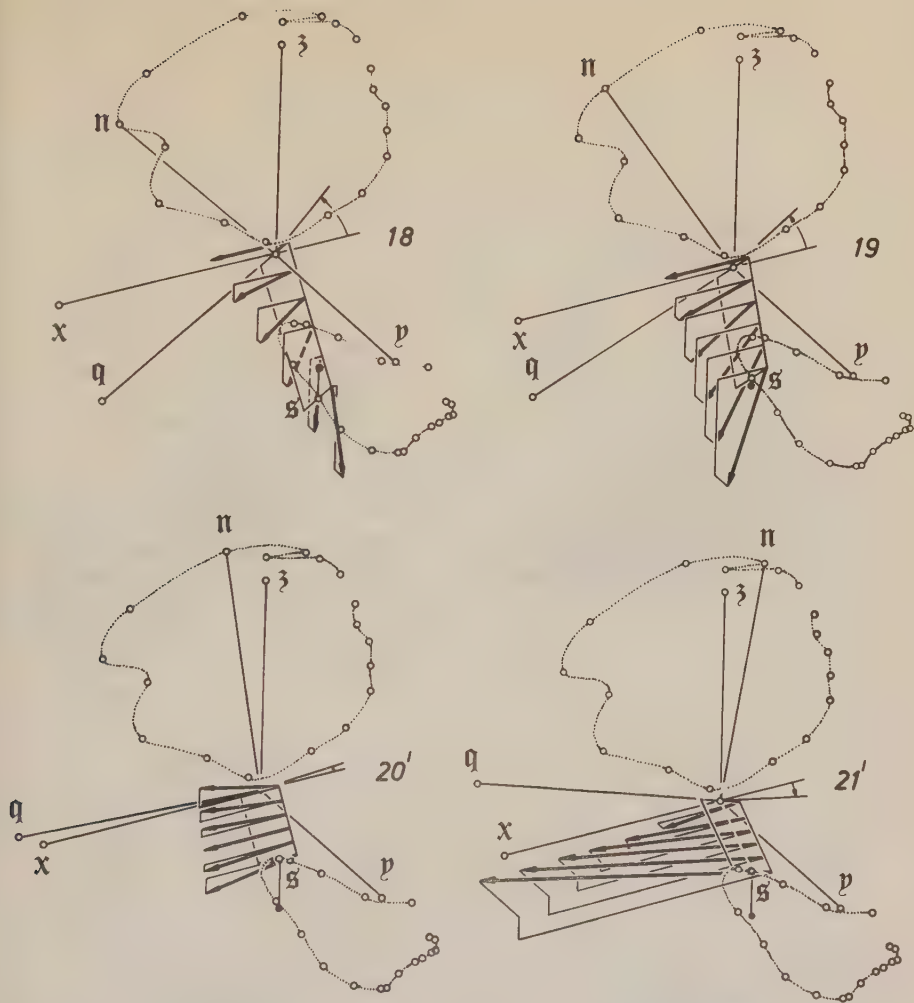


Abb. 20e

Abb. 20: Die Relativgeschwindigkeit  $w_{\text{rel}}$  an 6 Punkten des Vorderrands bei  $v_{\infty} = 3.6 \text{ m/s}$ . Der Abstand zweier Randpunkte beträgt ca. 9 mm.  $w_{\text{rel}}$  ist dargestellt durch den Vektor und seine Komponenten  $v_x, v_y, v_z$ . Es ist außerdem das raumfeste orthonormierte Dreibein  $\varphi, \eta, \zeta$  und das flügel feste orthonormierte Dreibein  $q, b, n$  dargestellt. Die Kugelwege vom Spitzenvektor  $b$  und vom Normalenvektor  $n$  sind punktiert (vgl. Abb. 9). Der Spitzenvektor  $b$  ist zusätzlich durch seinen axonometrischen Grundriß festgelegt. Die Einheit ist bei Längen  $1 \text{ LE} \hat{=} 5 \text{ cm}$  und bei Geschwindigkeiten  $1 \text{ LE} \hat{=} 10 \text{ m/s}$ . (Man beachte die Verkürzungsverhältnisse (S.12).) Der Winkel ist  $\alpha_1$ .



### A III. Die Anströmung des Vorderflügels

Der Flügel unterliegt fortwährend Lageänderungen. Das Vektorfeld der ihn umströmenden Luft variiert ebenfalls mit der Zeit und zusätzlich mit dem Ort. Es handelt sich also um instationäre Strömungsvorgänge. Das Zusammenspiel von dem die Luft ablenkenden Flügel und der sich dabei einstellenden Strömungsverteilung ist die Grundlage für die Berechnung der entstehenden "Luftkräfte" und "Luftmomente". Diese will man ermitteln. Von einer allgemeinen Lösung des Problems ist man heute noch weit entfernt, aber man kann jetzt bei der Heuschrecke anhand der gewonnenen Kinematik zunächst einen Schritt in dieser Richtung tun. Die Frage, mit welchen Geschwindigkeiten und unter welchen Winkeln der Flügel angeströmt werde, liegt sehr nahe, weil es evtl. möglich sein sollte, mit Hilfe experimentell gewonnener Werte, zum Beispiel der Beiwerte für Auftrieb, Widerstand usw., einigermaßen verlässliche Abschätzungen für die Kräfte und Momente zu gewinnen. Darum wende ich mich nun der Berechnung der Geschwindigkeiten des Flügelvorderrandes zu und erhalte dadurch Anhaltspunkte für das Vektorfeld der den Flügel anströmenden Luft.

#### 1. Die Relativgeschwindigkeiten

Die Geschwindigkeit eines beliebigen Flügelpunktes rührt zum einen aus der Translation der Heuschrecke als ganzem, zum anderen aus der Rotation des Flügels relativ zum Rumpf:

$$\vec{v} = \vec{v}(\vec{r}, t) = -\vec{v}_0 + \vec{\omega}(t) \times \vec{r}(t)$$

(alle Vektoren sind auf  $K_1$  bezogen)

Daher gilt insbesondere für die Relativgeschwindigkeit der Luft am Flügelvorderrand:

$$\vec{v}_{\text{rel}}(t) = \vec{v}_{\infty} - \vec{\omega}(t) \times \vec{r}(t)$$

(  $\vec{r}$  = Ortsvektor eines Randpunktes )

Die Berechnungen werden im flügelfesten KS  $\hat{K}_1$  vorgenommen, weil die Lage jedes Flügelpunktes in  $\hat{K}_1$  konstant ist:

$$\hat{\vec{v}}_{\text{rot}} = \hat{\vec{\omega}} \times \hat{\vec{r}} \quad ( \hat{\vec{r}} = \text{Ortsvektor eines Flügelpunktes} )$$

Die Geschwindigkeiten  $\hat{\vec{v}}_{\text{rot}}$  werden nach  $K_1$  transformiert

$$\vec{v}_{\text{rot}} = (S_1 \cdot S(t))^T ( \hat{\vec{\omega}} \times \hat{\vec{r}} ) .$$

( $S_1$  und  $S(t)$  siehe S.32 ).

In Abb. 20 sind die nach Komponenten (parallel zu den Richtungen  $x, y, z$  ) aufgeschlüsselten Relativgeschwindigkeiten für sechs Punkte der Vorderberandung in den Schlagphasen 7 - 24 wiedergegeben. Die Phasen sind so zusammengestellt, daß die Darstellung mit der ersten Abschlachphase (20) beginnt. Die Schlagphasen 20 und 21 werden am Ende der Darstellung wiederholt, damit die Änderungen der Strömungsvorgänge beim erneuten Abschlagen deutlich hervortreten.

(Bei der Berechnung wird der Flügel vorerst als ein Rechteck angenommen. Es bereitet keine Mühe, die Ausbuchtungen und Rundungen der Flügelberandung zu berücksichtigen, ist jedoch nur dann sinnvoll, wenn die Bewegung des Vorbeereiches relativ zum Hauptbereich bekannt ist.)

Während des Abschlages nimmt die Geschwindigkeit von proximal nach distal zu. Das Verhältnis von  $v_y : v_x$ , bezogen auf die Vorderrandmitte, wächst zunächst, erreicht bei Phase 23 sein Maximum und nimmt dann relativ langsam ab. In Phase 14 wechselt das Vorzeichen. Das Verhältnis wird immer kleiner (der Betrag nimmt zu!) und nimmt in Phase 18, also kurz vor Abschlagbeginn, das Minimum an. Man kann erwarten, daß ungefähr in demselben Maß, in dem  $v_z$  wächst, die Richtung der Kraftresultante mehr in Fortschritttrichtung weist. Man könnte schließen, daß darum der Vorderflügel in den Phasen 22,23,24,7,8,9 und 10 Vortrieb erzeugt, wobei das Maximum bei Phase 23 läge.

## 2. Die Winkel zwischen dem Flügel und der Anströmung

Die Kenntnis der Strömungsverhältnisse im Raum allein genügt nicht, will man die Luftkräfte berechnen, sondern man muß auch wissen, wie der Flügel zur Strömung liegt. In der Technik hat sich eingebürgert, die genannten Beiwerte in Abhängigkeit vom sog. Anstellwinkel zu messen. Dieser Winkel ist der Technik mit ihren im allgemeinen stationären Strömungen angemessen. Bei diesem instationären Modell wird die Anwendbarkeit fraglich. Um dennoch gewisse Vergleiche anstellen zu können, habe ich 4 Winkel definiert:

- a)  $\alpha_1$ : Die durch den Stellungsvektor  $u$  festgelegte Ebene, in der der Flügel einen Bereich ausmacht, schneidet die xz-Ebene in einer Geraden g.  $\alpha_1$  ist der Winkel zwischen der Schnittgeraden g und der x-Achse (Abb. 21 a):

$$\alpha_1 = \arcsin \left| \frac{n_x}{\sqrt{(1 - n_y^2)}} \right| \quad \alpha_1 > 0 \text{ wenn } n_x > 0$$

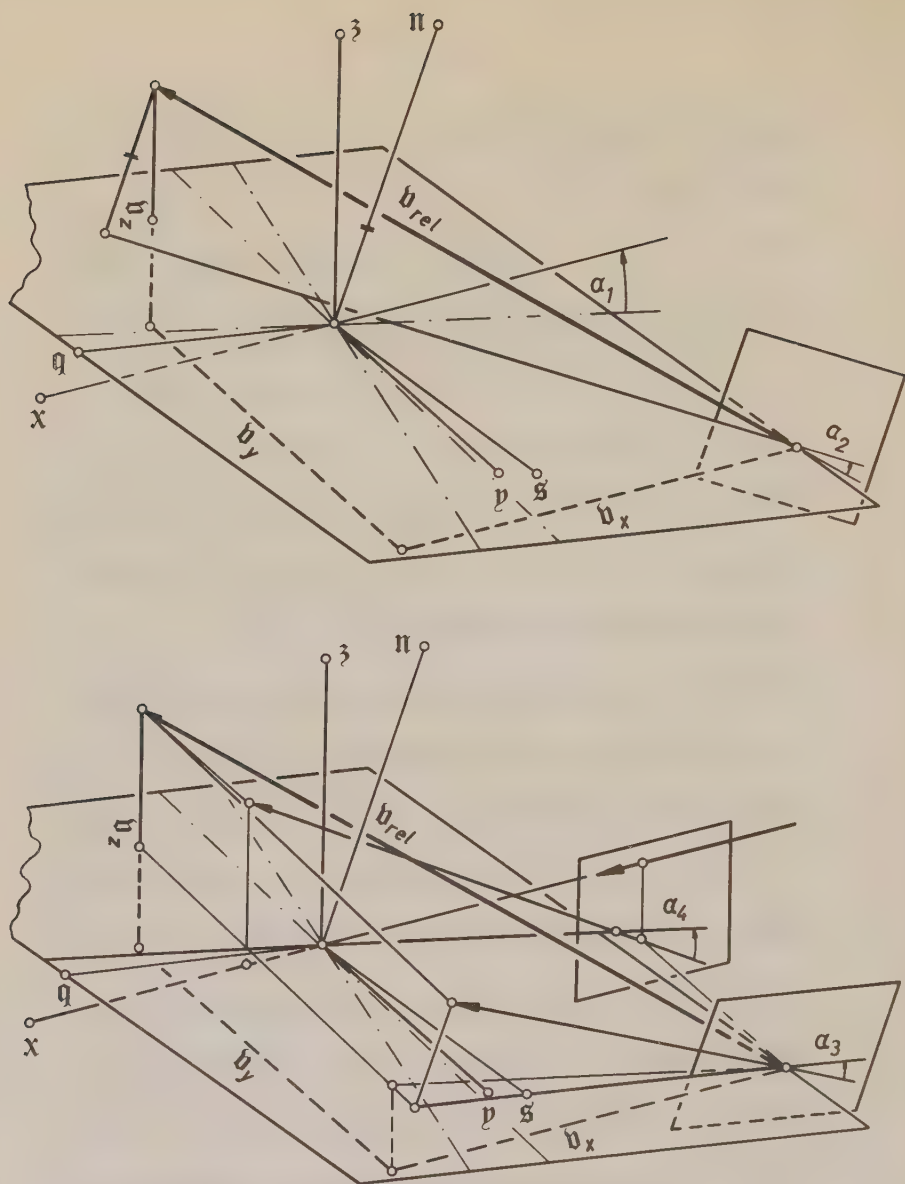


Abb. 21 (a: oben, b: unten): Die Winkel  $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ .  
 $v_{rel}$  ist nach Komponenten zerlegt. Die strichpunktuierten  
Geraden geben die Spuren der Flügelebene an.

- b)  $\alpha_2$  ist der Winkel zwischen  $\vartheta_{rel}$  und dem Flügel in der Ebene, die von  $u$  und  $\vartheta_{rel}$  aufgespannt wird (Abb. 21 a):

$$\alpha_2(\vartheta) = \arccos \left| \frac{v_n(\vartheta)}{v_{rel}(\vartheta)} \right| \quad \alpha_2 > 0 \quad , \text{ wenn } v_n > 0 .$$

- c)  $\alpha_3$  ist der Winkel zwischen der Projektion des Flügels und von  $\vartheta_{rel}$  auf die  $q_n$ -Ebene (Abb. 21 b):

$$\alpha_3(\vartheta) = \arccos \left| \frac{v_n(\vartheta)}{\sqrt{v_{rel}^2(\vartheta) - v_s^2(\vartheta)}} \right|$$

$$\alpha_3 > 0 \quad , \text{ wenn } v_n > 0 .$$

- d)  $\alpha_4$  ist der Winkel zwischen der Schnittgeraden  $g$  (s. a) ) und der Projektion von  $\vartheta_{rel}$  auf die  $xz$ -Ebene (Abb. 21 b):

$$\alpha_4 = \arcsin \left( \frac{1}{\sqrt{1 - n_y^2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{v_{rel}^2 - v_y^2}} \cdot (v_x \cdot n_x + n_z \cdot v_z) \right)$$

$$\alpha_4 > 0 \quad \text{wenn } (v_x \cdot n_x + n_z \cdot v_z) > 0 .$$

Die Winkel  $\alpha_2$ ,  $\alpha_3$  und  $\alpha_4$  sind ortabhängig und zeitabhängig. Die Ortabhängigkeit wird in d) wegen der Übersicht nicht durch die Angabe des Arguments  $\vartheta$  betont.

Die Ergebnisse sind in Tabelle 1 wieder gegeben.

Damit am proximalen Ende technisch "vernünftige" Werte für die Winkel  $\alpha_2$  und  $\alpha_3$  - sie entsprechen am besten den üblichen "Anstellwinkeln" - in den Stellungen der Bilder 24,7-11 und 16 - 19 zustande kämen, müßte man fordern, daß der Vorbereich während des Abschlags in positive  $z$ -Richtung, beim Aufschlag in negative  $z$ -Richtung abgewinkelt wird. Beim Aufschlag könnte dann die Z-Form (JENSEN(1955)) zustande kommen.

| Bild-Nr.                                                                                                                                            |            | 7     | 8    | 9    | 10   | 11   | 12   | 13   | 14    | 15    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|-------|------|------|------|------|------|------|-------|-------|
|                                                                                                                                                     | $\alpha_1$ | -11.3 | -8.4 | -9.1 | -6.7 | -3.9 | 8.5  | 23.7 | 43.8  | 48.5  |
| <div> <div>proximal</div> <div> <div>9 mm</div> <div>18 mm</div> <div>27 mm</div> <div>36 mm</div> <div>45 mm</div> <div>distal</div> </div> </div> | $\alpha_2$ | -5.4  | -3.4 | -4.9 | -3.3 | -2.7 | 2.0  | 5.5  | 18.0  | 18.2  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | -5.5  | -3.6 | -5.4 | -3.9 | -3.1 | 2.4  | 6.2  | 19.8  | 18.6  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | -8.0  | -6.0 | -7.5 | -5.5 | -2.6 | 8.9  | 21.4 | 41.2  | 33.5  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | 1.3   | 2.3  | 0.1  | 1.0  | 1.1  | 3.6  | 3.8  | 10.1  | -2.6  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | 1.3   | 2.4  | 0.1  | 1.2  | 1.3  | 4.5  | 4.5  | 11.5  | -2.7  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | -1.9  | -1.5 | -3.9 | -2.1 | 1.1  | 12.3 | 23.2 | 40.1  | 16.2  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | 6.1   | 6.8  | 4.4  | 5.2  | 5.1  | 5.6  | 1.6  | -1.2  | -24.9 |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | 6.2   | 7.1  | 4.8  | 6.0  | 6.2  | 7.2  | 2.1  | -1.5  | -25.5 |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | 2.5   | 2.2  | -0.8 | 1.3  | 5.0  | 16.4 | 25.6 | 38.2  | -7.3  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | 9.7   | 10.5 | 8.2  | 9.3  | 9.4  | 7.8  | -1.1 | -16.5 | -43.0 |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | 9.8   | 10.7 | 8.7  | 10.5 | 11.5 | 10.7 | -1.5 | -22.0 | -43.9 |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | 5.9   | 5.3  | 2.0  | 4.5  | 9.1  | 21.2 | 28.8 | 34.4  | 31.0  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | 12.5  | 13.4 | 11.4 | 13.1 | 13.8 | 10.3 | -4.5 | -33.9 | -55.6 |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | 12.5  | 13.7 | 12.1 | 14.8 | 17.2 | 15.5 | -7.0 | -48.7 | -56.5 |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | 8.6   | 7.8  | 4.5  | 7.6  | 13.5 | 27.0 | 33.4 | 23.1  | -48.6 |

| Bild-Nr.                                                                                                                                            |            | 16    | 17    | 18    | 19    | 20   | 21    | 22   | 23   | 24    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|-------|-------|-------|-------|------|-------|------|------|-------|
|                                                                                                                                                     | $\alpha_1$ | 54.2  | 44.1  | 47.0  | 34.8  | 4.4  | -11.4 | -1.4 | -9.1 | -13.6 |
| <div> <div>proximal</div> <div> <div>9 mm</div> <div>18 mm</div> <div>27 mm</div> <div>36 mm</div> <div>45 mm</div> <div>distal</div> </div> </div> | $\alpha_2$ | 33.9  | 29.0  | 32.0  | 21.6  | 16.0 | -7.1  | 5.5  | 3.9  | -5.9  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | 33.9  | 29.7  | 35.7  | 24.8  | 18.0 | -7.8  | 5.8  | 3.9  | -5.9  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | 38.8  | 29.3  | 32.4  | 25.2  | 14.5 | 7.7   | 5.1  | 4.1  | -6.2  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | 11.6  | 7.5   | 9.7   | 5.1   | 10.7 | -5.5  | 9.6  | 9.0  | -0.9  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | 11.6  | 7.7   | 1.0   | 5.8   | 11.9 | -5.8  | 10.0 | 9.1  | -0.9  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | 18.1  | 8.0   | 10.4  | 8.8   | 9.1  | -7.0  | 8.9  | 9.2  | -1.2  |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | -12.5 | -16.8 | -14.6 | -10.0 | 5.5  | -4.4  | 12.7 | 12.4 | 2.5   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | -12.5 | -17.3 | -16.4 | -11.1 | 6.1  | -4.6  | 13.0 | 12.5 | 2.5   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | -6.3  | -16.3 | -14.0 | -6.3  | 3.9  | -6.6  | 11.6 | 12.5 | 2.3   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | -31.7 | -36.8 | -33.8 | -22.1 | 0.5  | -3.7  | 15.0 | 14.8 | 5.0   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | -31.7 | -37.7 | -36.9 | -24.1 | 0.6  | -3.8  | 15.3 | 14.8 | 5.0   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | -27.2 | -36.4 | -33.5 | -18.6 | -1.1 | -6.2  | 13.7 | 14.8 | 4.8   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_2$ | -44.5 | -50.3 | -46.6 | -31.2 | -4.2 | -3.2  | 16.8 | 16.5 | 6.9   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_3$ | -44.5 | -51.3 | -49.7 | -33.4 | -4.6 | -3.2  | 17.1 | 16.6 | 6.9   |
|                                                                                                                                                     | $\alpha_4$ | -41.5 | -50.0 | -46.5 | -28.0 | -5.8 | -6.0  | 15.4 | 16.5 | 6.7   |

Tabelle 1: Die Winkel  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ ,  $\alpha_3$  und  $\alpha_4$ . Die Längenangaben bedeuten den Abstand vom proximalen Ende des Vorderrands ( $\approx F_2$ ; vgl. Abb. 6). (Aufschlag: Bild 11 - 19)

In die Berechnungen der Relativgeschwindigkeiten und der Winkel sind viele Approximationen eingegangen:

Der Flügel sei rechteckig, starr und eben. Es sei kein Einfluß des Rumpfes und der anderen Flügel auf die Strömung vorhanden. Außerdem wird die Potentialtheorie nicht berücksichtigt.

Was sagen die Daten daher in Hinblick auf das tatsächliche Vektorfeld  $\vec{v}_{\text{real}}(\vec{x}, t)$  bei der fliegenden Heuschrecke aus? Sie geben nur Hinweise. Man wird Korrekturen anbringen müssen:

- a) proximal: Sowohl Betrag als auch Richtung werden stark korrigiert werden müssen. (Daher wird auf die Wiedergabe der  $\alpha_2$ ,  $\alpha_3$  und  $\alpha_4$ -Werte für die unmittelbare Rumpfnähe verzichtet.)
- b) Mitte: Es sind evtl. nur kleine Richtungsänderungen erforderlich.
- c) distal: Man wird die Richtung stark korrigieren müssen.

Bei den so stark divergierenden Relativgeschwindigkeiten - daran werden die eben genannten Korrekturen nicht viel ändern - des Aufschlags (Abb. 20, Stellung 11 - 19) ist es fraglich, ob der Begriff "Anstellwinkel" eine meßtechnisch sinnvolle Größe ist. Außerdem werden zuverlässige Messungen und Abschätzungen der aerodynamischen Kräfte sehr schwierig sein (s. Diskussion).

## B. Hinterflügel

### B I. Die Kinematik des Hinterflügels

#### 1. Der Hinterflügel als Regelfläche

Im Gegensatz zum Vorderflügel kann man den Hinterflügel nicht als starren Körper ansehen; denn die zwischen den einzelnen Adern aufgespannten Flächen ändern fortwährend ihre gegenseitige Lage. Es wird jetzt der rechte Hinterflügel betrachtet. Man beobachtet:

- a) Die Adern sind einigermaßen gerade.
- b) Alle Adern schneiden sich bei Rückwärtsverlängerung ungefähr in  $P_{16}$ .
- c) Die Adern verformen sich beim Auf- und Abschlagen des Flügels kaum, so daß der Abstand zwischen einem Aderpunkt am Flügelrand und dem als punktförmig angenommenen Basisgelenk  $P_{16}$  konstant ist.
- d) Der Abstand zwischen den Randpunkten benachbarter Adern ist konstant, die Flächen zwischen den Adern bleiben straff gespannt.

Daher liegt es nahe, den Hinterflügel als einen Bereich einer Regelfläche <sup>†)</sup> zu charakterisieren. Es versteht sich, daß diese Vereinfachung die ebenfalls festzustellende Flügelwölbung entlang den Adern nicht erfaßt. Diese Wölbung ist jedoch

- a) gering im Vergleich mit der anderen (s.u.) und
- b) tritt nur proximal stärker in Erscheinung. Hier ist aber der Einfluß des Beines auf die Strömung so stark, daß eine Untersuchung dieses Gebiets vorläufig ganz ausgeklammert wird.

---

<sup>†)</sup> vgl. u.a. GROTEMEYER, S.47

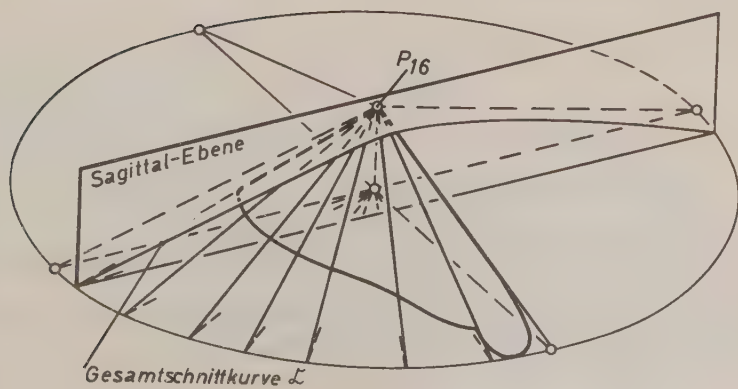
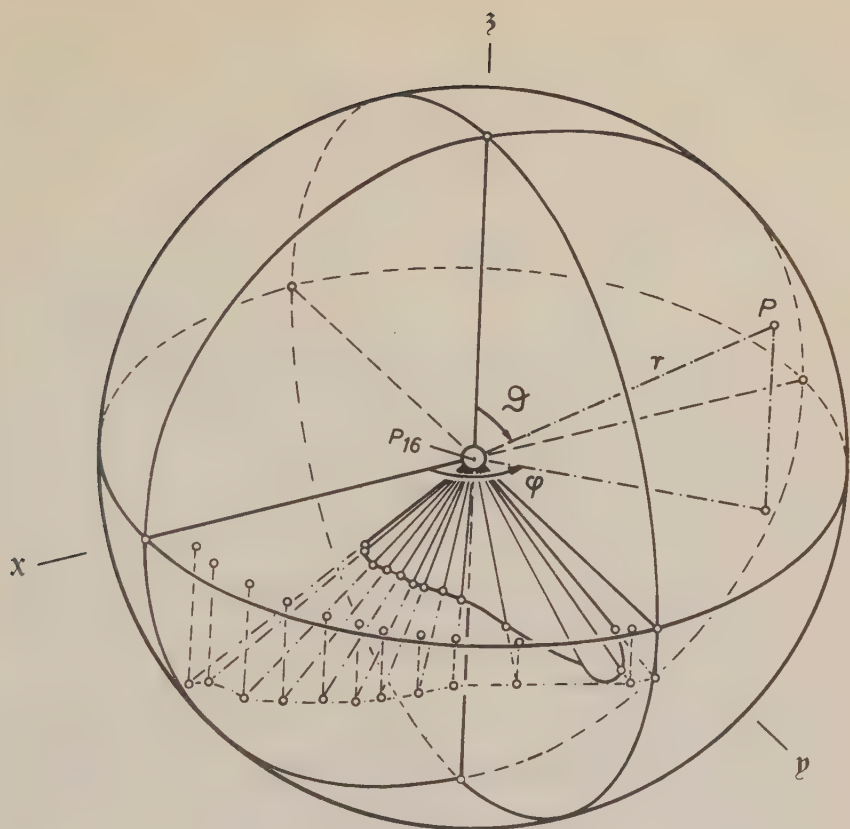


Abb. 22 a (oben): Der rechte Hinterflügel in der Stellung von Bild 22. Die Verbindungsgeraden von  $P_{16}$  zu den Flügelrandpunkten sind bis zu ihrem Schnitt mit der Einheitskugel ( $1 \text{ LE} \hat{=} 50 \text{ mm}$ ) verlängert. Die Lote auf die  $xy$ -Ebene kennzeichnen den axonometrischen Grundriß der dabei entstehenden Kugelkurve. Ein beliebiger Punkt ist mit seinen Kugelkoordinaten  $(r, \varphi, \vartheta)$  eingetragen.

Abb. 22 b (unten): Es ist der Kreiskegel dargestellt, auf dessen Mantel der Flügel approximativ liegt. Die Kegelspitze ist  $P_{16}$ . Der Kreiskegelmantel wird von einer Sagittalebene geschnitten, die dabei einen Hyperbelast (die Gesamtschnittkurve  $\mathcal{L}$ ) erzeugt. Die eingezeichneten Mantellinien fallen nicht mit gemessenen Adern zusammen. Sie sollen lediglich das Erzeugungsprinzip für die Gesamtschnittkurve  $\mathcal{L}$  verdeutlichen.

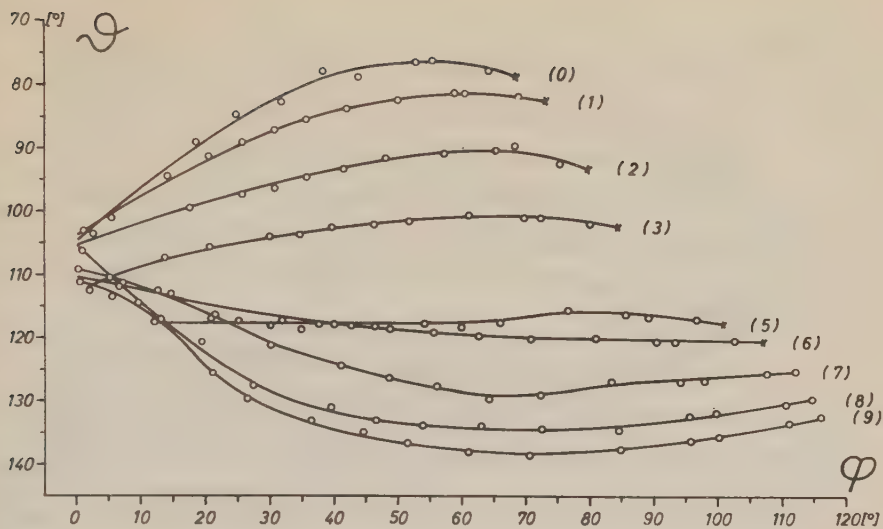


Abb. 23 a

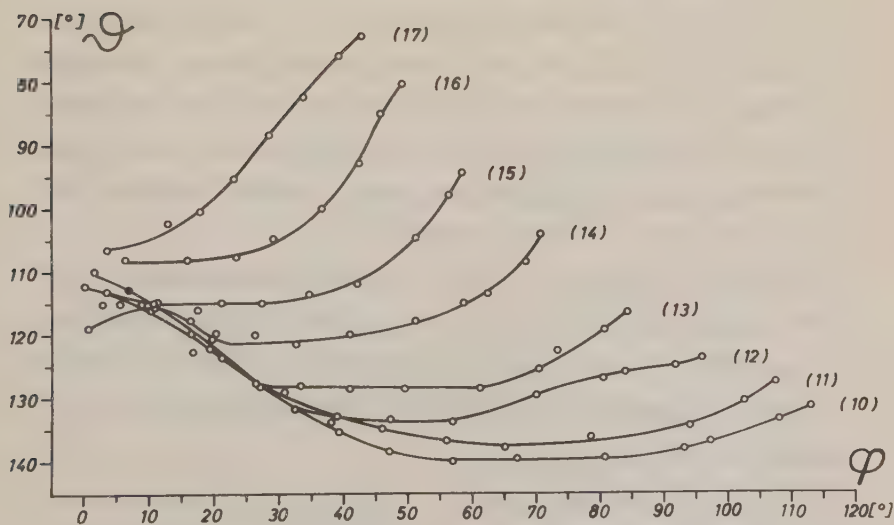


Abb. 23 b

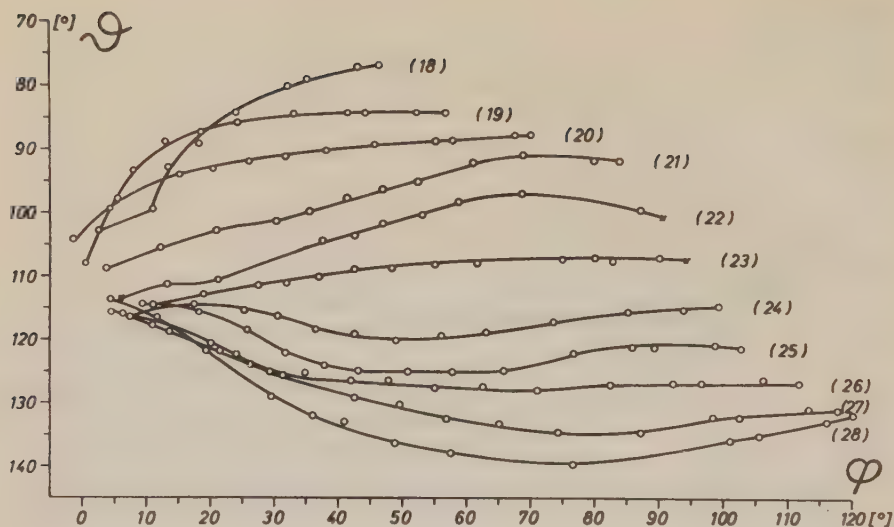


Abb. 23 c

Abb. 23

Der funktionale Zusammenhang zwischen den Kugelkoordinaten  $\varphi$  und  $\vartheta$  für die Fläche des rechten Hinterflügels. Die Punkte auf den Kurven rühren von den Adern her. Auf eine Bezifferung wurde verzichtet, weil die Lage der einzelnen Adern in diesem Zusammenhang unwichtig ist. Bei einem exakten Kreiskegel mit der z-Achse als Kegelachse wäre  $\vartheta = \text{const.}$  über  $\varphi$ . Der Einfluß des (rechten) 2. und 3. Beines reicht von  $0^\circ \leq \varphi \leq 20^\circ$ . Die Zahlen (0), (1), (2) usw. geben die Bildnummern an. Die Kreuzchen an den Kurven geben interpolierte Werte an. In diesen Bildern verdeckt der Vorderflügel den Vorderrand des Hinterflügels.

- (a) Erster Abschlag
- (b) Erster Aufschlag
- (c) Zweiter Abschlag

Zuerst werden die auf das kamerafeste KS  $K^*$  bezogenen Flügelpunkte (S.25ff) auf das tierfeste KS  $K_{16}$  bezogen (Abb. 8). Störend für ein Studium der Hinterflügel-Flächenbewegung ist die unterschiedliche Länge der einzelnen Adern. Deshalb führe ich ein Kugelkoordinatensystem ein (Abb. 22 a,b) und schreibe

$$P(x,y,z) \text{ auf } P(r, \varphi, \vartheta) \text{ um.}$$

Dann schneide ich den irgendwie gearteten Kegel, der durch die Adern erzeugt wird, mit der Einheitskugel um  $P_{16}$ . Das ändert an der Metrik der Fläche nichts, reduziert aber die Koordinaten um eine.

Die Fläche schneidet während eines Zeitpunkts die Kugel in einer Kurve, die nur von den Variablen  $\varphi$  und  $\vartheta$  abhängt. Zwischen  $\varphi$  und  $\vartheta$  besteht ein funktionseller Zusammenhang, der in Abbildung 23 dargestellt ist.

(Parameter ist die Bildnummer und damit die Zeit. Aus dem Verlauf dieser Kurven kann nicht unmittelbar auf die Gestalt der Flächen geschlossen werden. Insbesondere sind die Kurven nicht Schnittkurven der Flächen mit einer Ebene!)

Während des Abschlags (Bild 0 - 9 und Bild 18 - 28) ist für den führenden Bereich  $P_{72}P_{16}P_{25}$  der Winkel  $\vartheta$  annähernd konstant, also unabhängig von der Wahl von  $\varphi$ . Die Fläche bildet in ihrem Hauptteil demnach den Bereich eines **K r e i s k e g e l m a n t e l s**. Der Kegel hat den halben Öffnungswinkel  $\gamma = 180^\circ - \vartheta$ . Dieser ändert sich im Verlauf des Abschlags; er wird immer spitzer.

Für den Aufschlag besteht in diesem KS kein so einfacher Zusammenhang zwischen  $\varphi$  und  $\vartheta$ . Möglicherweise läßt sich

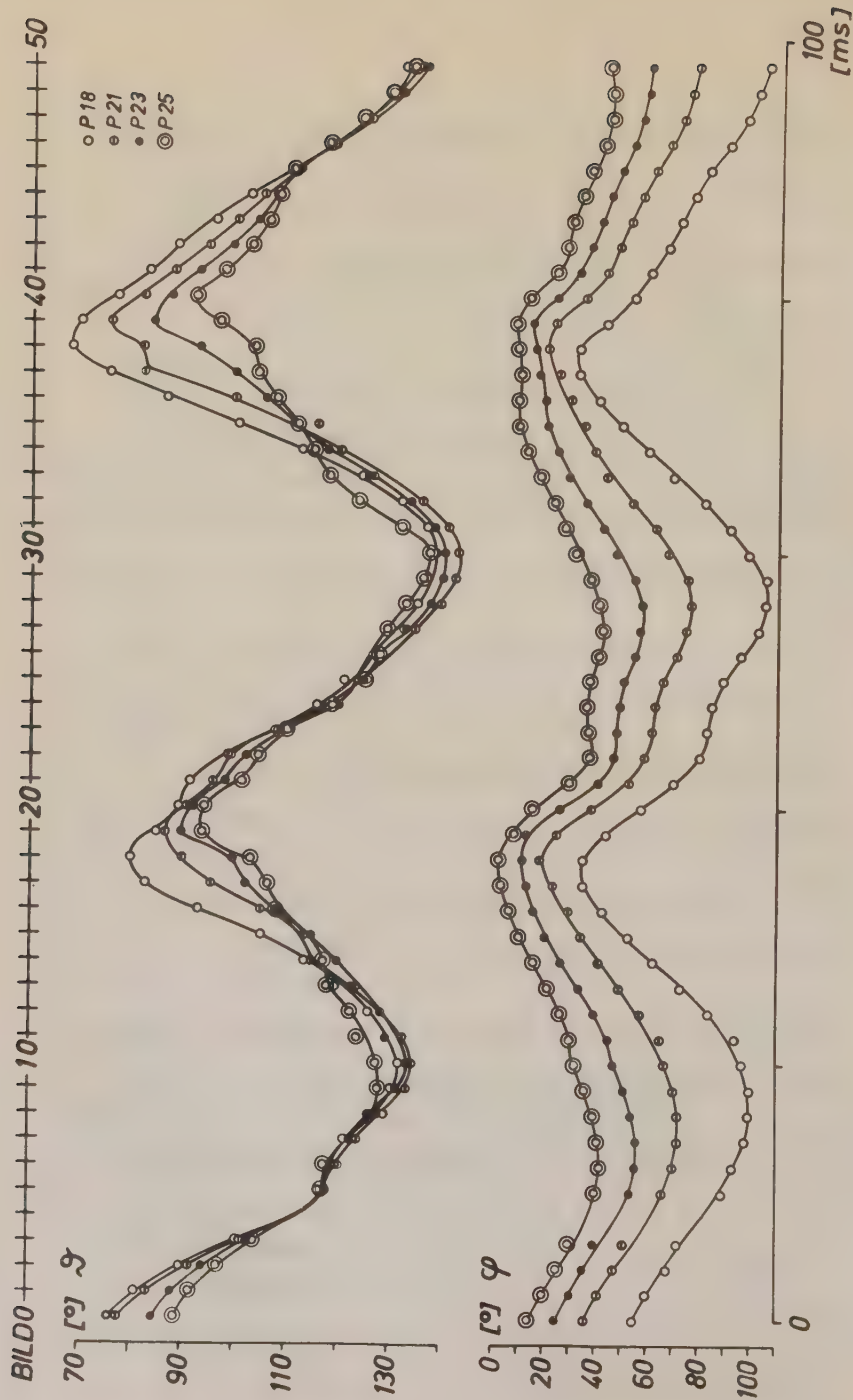


Abb. 24: Die Zeitabhängigkeit der Kugelkoordinaten  $\vartheta$  und  $\varphi$  für die Punkte  $P_{18}$ ,  $P_{21}$ ,  $P_{23}$  und  $P_{25}$  des rechten Hinterflügels.

aber durch eine Koordinaten-Transformation ein ähnlich einfacher Zusammenhang herstellen, so daß eine Klassifizierung der Fläche leicht möglich ist.

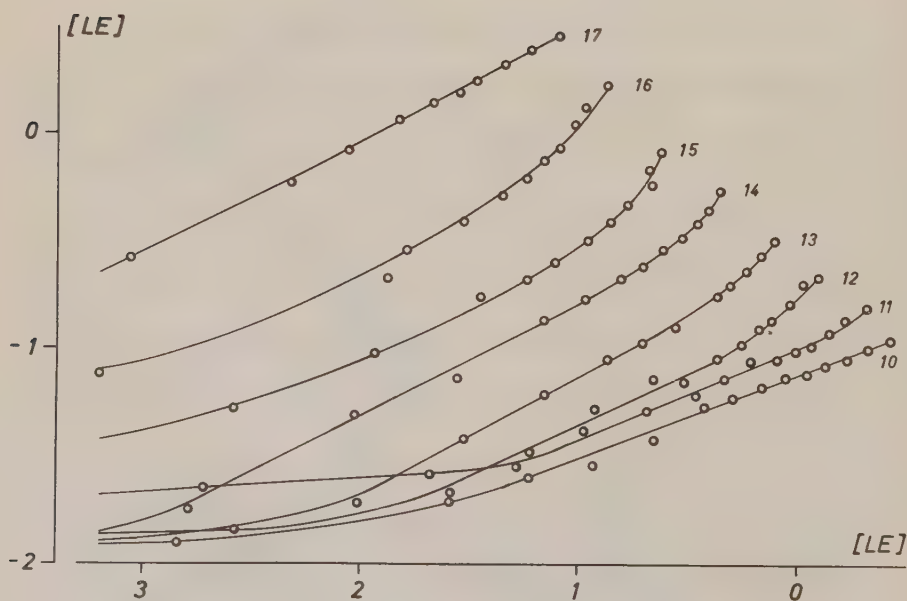
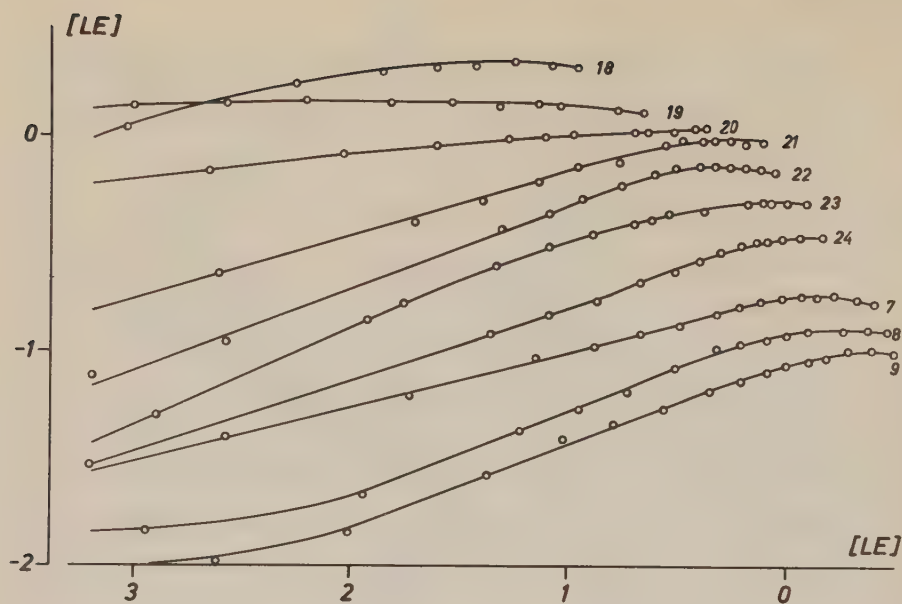
## 2. Die Zeitabhängigkeit der Funktionen $\varphi(t)$ und $\vartheta(t)$

Die Zeitabhängigkeit der Funktionen  $\varphi(t)$  und  $\vartheta(t)$  mit der Punktnummer als Parameter ist in Abb. 24 wiedergegeben. Die Maxima von  $\varphi_{18}(t)$  und  $\vartheta_{18}(t)$  liegen beim Abschlag deutlich vor denen, die zu den übrigen Punkten gehören. Der Vorder- rand scheint beim Abschlag zu führen, während die hinteren Adern die Aufwärtsbewegung einzuleiten scheinen. Beim Abschlag wird der Flügel zugleich vor- und abwärts gezogen, während er beim Aufschlag erst ein wenig und dann viel zurückgenommen und angehoben wird.

### B II. Die Wölbung und Verwindung des Hinterflügels

Der Flügel ist in einem Zeitpunkt starr und gewölbt. Wichtig ist momentan, wie die Wölbung in Hinblick auf die Strömung erscheint. Darum schneide ich den als unbegrenzt gedachten Kegel mit einer Sagittalebene (Abb. 22 b). Das gibt die "Gesamt"-Schnittkurve  $\mathcal{L}$ . Alle Kegelschnitte mit parallelen Ebenen ergeben ähnliche Schnittkurven. Durch den Verlauf des Flügelrands auf dem Kegelmantel werden je nach Abstand der Sagittalebene vom Gelenk  $P_{16}$  unterschiedliche Kurvenbereiche verwirklicht (Abb. 26).

Die Gesamtschnittkurve ist zeitabhängig  $\mathcal{L} = \mathcal{L}(t)$  (Abb. 25 a,b). Man sieht aber, daß die Kurven während des Ab- und Aufschlags kaum verändert werden. Lediglich in den Umkehrpunkten der Bewegung (Stellung von Bild 10 und 17) geht die gewölbte Fläche in eine Ebene über.



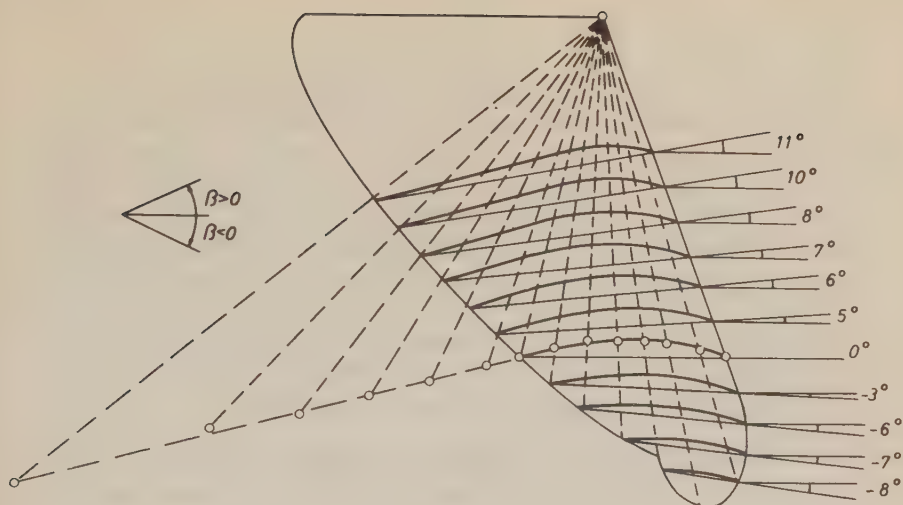


Abb. 26

Die geometrische Verwindung des rechten Hinterflügels in der Stellung von Bild 7. Die Kurve bei  $\beta = 0^\circ$  ist die Gesamtschnittkurve  $\mathcal{L}$ .

Abb. 25: Die Gesamtschnittkurven in Abhängigkeit von der Zeit (die Zeit ist Parameter!). Die Zahlen an den Kurven geben die Bildnummern an. Es ist ein Flügelabschlag (links oben) und ein Flügelaußschlag (links unten) dargestellt. Dabei sind die Bildnummern so an einander gereiht, daß ein vollständiger Abschlag zustande kommt. Die Zeit entspricht der untersuchten Schlagperiode des Vorderflügels (Bild 7 - 24). (LE = Längeneinheit)

Jede Sagittalebene schneidet den Rand zweimal (Abb. 26). Verbindet man die Schnittpunkte durch eine Sehne, so bildet diese mit einer zur x-Achse parallelen Richtung den Winkel  $\beta$ .  $\beta$  ist während des Abschlags proximal positiv, wird dann nach distal kleiner und schließlich negativ. Beim Aufschlag ist  $\beta > 0$  und wächst von proximal nach distal. Der Flügel ist also in Hinblick auf die Strömung sinnvoll verwunden (s. Diskussion).

### B III. Der linke Hinterflügel

Die Bewegung des linken Hinterflügels wurde ebenfalls analysiert. Abgesehen von einer etwas anderen Schlagamplitude gleichen sich die Bewegungen von rechtem und linkem Hinterflügel sehr. Es tritt nur eine geringe Phasenverschiebung zwischen beiden Flügeln ein. Von einer quantitativen Darstellung der Ergebnisse wird daher abgesehen.

## VII. Diskussion

### 1. Welche Kräfte mißt man auf der Waage ?

Bei einem geradlinigen und unbeschleunigten Flug der Heuschrecke ist die Resultante aller auf die Heuschrecke wirkenden Kräfte Null. Der Massenmittelpunkt bewegt sich also geradlinig und unbeschleunigt. An den bewegten Heuschreckenflügeln treten große Trägheitskräfte auf (Abb. 19). Darum kann man nicht ausschließen, daß der Rumpf seine Lage zum Massenmittelpunkt verändert. Wenn die Heuschrecke auf einer Waage fixiert ist, muß man mit einer Beschleunigung des Massenmittelpunkts relativ zur Waage rechnen. (Es kann natürlich nicht ausgeschlossen werden, daß zum Beispiel Vorderflügel und Hinterflügel kompensatorisch zusammenwirken; das muß jedoch genau untersucht werden.)

Sei  $b_z(t)$  die z-Komponente dieser Beschleunigung und M die Masse der Heuschrecke. Dann mißt man die resultierende Kraft  $A(t)$ :

$$A(t) = M \cdot g + F_{\text{Luft}}(t) + M \cdot b_z(t)$$

( $F_{\text{Luft}}$  = z-Komponente der Luftkräfte,  $g$  = Erdbeschleunigung).

Bei der Messung der momentanen Kräfte kann das letzte Glied von ausschlaggebender Bedeutung sein, während es wahrscheinlich bei der Messung der zeitlichen Mittelwerte weniger wichtig ist. Eine Abschätzung der Werte läßt sich aber zur Zeit für den hier vorgelegten Versuch noch nicht angeben.

### 2. Bemerkungen zur photogrammetrischen Auswertung

Bekanntlich ist die Stereo-Photogrammetrie jeder anderen photogrammetrischen Methode überlegen. Die hier durchgeführte Verbindung von Zeitlupenmessung und Stereo-Photogrammetrie ist bisher in der biologischen Forschung einmalig und läßt eine sehr genaue Ausmessung der Objekte zu.

Die hier vorgelegten Ergebnisse sind daher - läßt man einmal die weitere mathematische Behandlung (S. 57) außer Betracht - sehr viel genauer, als die von JENSEN (1955) veröffentlichten. Abgesehen davon, daß JENSEN (1955) nur Zeitlupen-Filme mit einem Bild je Zeitpunkt auswerten konnte, hat seine photogrammetrische Auswertung einen methodischen Fehler:

Er wertet seine Bilder so aus, als liege Parallel-Projektion vor (JENSEN, S. 549 ff. (1955)). Man muß aber bei den von ihm mitgeteilten Daten (Gegenstandsweite max. 270 mm, Kugelradius der Kugel, auf der die Flügelspitze sich bewegt, rund 64 mm) von einer Zentral-Projektion ausgehen; denn der Schnittkreis  $k$ , den eine zur  $xz$ -Ebene parallele Ebene im Abstand von rund 28 mm beim Schnitt mit der Kugel erzeugt, erscheint unter demselben Winkel wie der Schnittkreis der Kugel mit der  $xz$ -Ebene. Alle Punkte von  $k$  lägen also nach der Berechnung von JENSEN in der  $xz$ -Ebene! Bei dem maximal möglichen Abstand  $y_{\max} = 64$  mm ist der Fehler  $\Delta y = 28$  mm untragbar. Daran ändert auch die von JENSEN benutzte Korrektur nichts, wie man sofort sieht, wenn man sie auf die eben genannte Punktmenge bezieht: der nach JENSEN berechnete Wert  $y = 0$  bleibt erhalten, wenn man ihn mit  $a$  ( $a$  beliebig) multipliziert.

### 3. Bemerkungen zu der hier angewandten mathematischen Behandlung (Vorderflügel)

Will man Kräfte, Momente und Energien am bewegten Flügel berechnen, so muß man von zuverlässigen kinematischen Daten ausgehen. Die kinematische Analyse muß *a l l e w e s e n t l i c h e n* Flügelbewegungen (hier zunächst der Bewegung im großen (S. 28)) erfassen. OSBORNE (1950), WEIS-FOGH und JENSEN (1955) und JENSEN (1955) setzten eine raumfeste und flügelfeste Drehachse bei ihren Rechnungen und kinematischen Analysen voraus, obwohl ihnen die Flügelbewegungen um die Flügellängsachse bekannt waren. Sie beschränkten sich auf das Studium der Bahnkurve eines Punktes. Auch NACHTIGALL (1965) geht darüber letztlich nicht hinaus, obwohl er zusätzliche Winkel einführt, weil es nicht zu einer rechnerischen Erfassung der momentanen Drehachse kommt.

Es ergibt sich von selbst, daß darum alle Rechnungen der Autoren über Drehmomente, Kräfte und Energien sowie Anstellwinkel nur als Überschlagsrechnungen gewertet werden können. Das zeigt sofort das folgende Beispiel:

Bei der Rotation eines starren Körpers um eine feste Achse gilt:

$$N = \theta \omega \quad , \quad M = \theta \dot{\omega} \quad , \quad E_{\text{rot}} = \frac{1}{2} \theta \omega^2 \quad .$$

Diese Beziehungen werden aufgehoben, wenn die Drehung nicht mehr um eine feste Achse erfolgt. Es kann dann sein, wie hier gezeigt wurde (S.36 ff), daß trotz einem absoluten Maximum des Betrages der Winkelgeschwindigkeit (Abb. 14 b) der Betrag des Drehimpulses  $\mathcal{M}_2$  klein wird (in Abb. 17 kommt das deshalb nicht so deutlich heraus, weil noch der Drehimpuls  $\mathcal{M}_1$  berücksichtigt wurde) und daß die Rotationsenergie (Abb. 19 a) ihr absolutes Minimum erreicht, so geschehen in Phase (Bild) 20. Die Erklärung liegt auf der Hand: In Phase 20 dreht sich der Flügel (Abb. 14 a) um die s-Achse (kleinstes Trägheitsmoment), in Phase 21 dagegen um die n-Achse (größtes Trägheitsmoment). Wenn man also die Rechnungen für einen starren Körper richtig durchführen will, dann braucht man die momentane Lage der Drehachse <sup>+)</sup> .

Die momentane Lage der Drehachse hat auch für die innere Kinematik (NACHTIGALL (1965)) große Bedeutung:

Die momentane Lage der Drehachse ist das Ergebnis

a) des a k t i v e n - zeitlichen und räumlichen -

Zusammenspiels aller an der Flügelbewegung direkt oder indirekt beteiligten Muskeln und

b) der p a s s i v e n Muskel-"Verformungen" durch die Wirkungen der Luftkräfte auf den Flügel.

Dadurch kann jede morphologische Untersuchung, die auf die Funktionsanalyse der Flugmuskulatur zielt, kontrolliert werden. Umgekehrt kann man sehr wahrscheinlich in vielen Fällen eine derartige Analyse dadurch vereinfachen, daß man den Drehachsenkegel auf ein geeignetes Koordinatensystem bezieht und von dort auf das räumliche und zeitliche

---

<sup>+)</sup>  Herrn Dr. Lange danke ich vielmals für seine Hinweise.

Zusammenspiel der Flugmuskeln schließt. Natürlich ist die Abbildung der "Gelenk-Kinematik" auf die Flügelkinematik im allgemeinen nicht umkehrbar eindeutig, aber es lassen sich bestimmt in vielen Fällen gewisse, aus der Anatomie ableitbare Bewegungsmuster des Muskelsystems schon dadurch ausschließen, daß sie nicht zum gemessenen Drehachsenkegel führen.

Auch beim Vergleichen und Klassifizieren von Flugmustern wird die Kenntnis des Drehachsenkegels sehr von Nutzen sein.

#### 4. Der analysierte Versuch

Es ist in der Einleitung auf die große Wichtigkeit der momentanen Luftkräfte hingewiesen worden. Diese haben ihre Ursache in der momentanen Flügelbewegung. Will man die momentanen Luftkräfte bestimmen - die hier vorgelegte Arbeit ist als Vorbereitung dazu gedacht - so muß man das Tier unter kontrollierten Bedingungen fliegen lassen. Ich fasse also die Heuschrecke als einen Flugapparat auf, dessen physikalische Eigenschaften - hier die Erzeugung der Luftkräfte - ich untersuchen will. Dieser Problemkreis ist unabhängig davon, ob das Tier unter physiologisch richtigen Bedingungen fliegt.

Diese zu erreichen, war ich dennoch bestrebt. Daß die Heuschrecke in dem Versuch, in dessen Verlauf die hier analysierte Aufnahmeserie gemacht wurde, physiologisch richtig geflogen ist, dafür spricht folgendes: Sie flog gleichmäßig lange Zeit im kräftefreien Flug (Vorschub  $\approx$  Widerstand, Auftrieb  $\approx$  Gewicht). Die Funktion  $A(t)$  war sehr periodisch. Die Körperhaltung war die des Dauerflugs.

Doch wurde der gleichmäßige Flug kurz vor Aufnahmebeginn kurzzeitig (in einem Intervall von 1-2 ms) irgendwie

unterbrochen (S. 24). (Hier zeigt sich, wie unentbehrlich die "schnelle" Waage zur Kontrolle des Versuchsablaufes ist, ganz gleich, ob man mit ihr die Resultierende der Luftkräfte allein oder zusammen mit den Trägheitskräften mißt.) Die Vorderflügel schlagen unsymmetrisch zur Medianebene (S. 32 ff.). Man wird also einen Steuerschlag in Betracht ziehen müssen, den ich noch nicht beurteilen kann. Diese Aufnahme dennoch auszuwerten, veranlaßte mich folgendes:

- a) Die von JENSEN (1955) ermittelte Raumkurve der Flügelspitze gleicht qualitativ den hier gemessenen. Ebenfalls stimmen die Ergebnisse hinsichtlich der Flügeldrehung qualitativ überein. Das läßt vermuten, daß sowohl JENSEN als auch ich Invarianten der Flügelbewegungen registrierten.
- b) In dieser Arbeit steht zunächst die Methode der Auswertung im Vordergrund. Die Methode kann auch an unphysiologischen Fällen erprobt werden.
- c) Bei zur Medianebene unsymmetrischer Bewegung sollten etwa vorhandene invariante Bewegungsmuster besser als beim symmetrischen Fall erkennbar sein.

## 5. Über die Dynamik des Heuschreckenflugs

Der Flugapparat "Heuschrecke" ist mechanisch gesehen ein System von Körpern, das energetisch offen ist, weil fortgesetzt chemische Energie in Bewegungsenergie umgewandelt wird. Betrachtet man das Körpersystem (Heuschrecke) zusammen mit der umgebenden Luft, so kann man dieses gesamte System kräftemäßig abschließen. Dann sind u.a. die Luftkräfte innere Kräfte. Demnach läßt sich die Bewegung des Heuschreckenschwerpunkts berechnen, wenn die Luftkräfte bekannt sind, während die inneren Kräfte des

Heuschreckensystems - insbesondere die Muskelkräfte - keinen Beitrag zur Schwerpunktsbewegung liefern. Das ist auch anschaulich klar; denn in einem luftleeren Raum kann der Flugapparat nicht fliegen. Doch können die inneren (Heuschrecken-) Kräfte die Massenverteilung innerhalb des Heuschreckensystems ändern, ohne daß dadurch der Bewegungszustand des Schwerpunkts geändert würde. Man hat also die Bewegung des Schwerpunkts in der Hand, wenn man die Luftkräfte kennt.

## 6. Über die Bestimmung der Luftkräfte

Sowohl die Berechnung als auch die Messung der Luftkräfte, die durch den (aktiv) bewegten Flügel zustande kommen, gehören zu den schwierigsten Problemen der Mechanik der Kontinua, hier speziell der Aerodynamik. Wenn sich die Probleme überhaupt lösen lassen, dann nur schrittweise.

Für die experimentelle Bestimmung der momentanen Luftkräfte bei einer Heuschrecke liegt bisher nur der Versuch von JENSEN (1955) vor: Er brachte originale Heuschrecken-Vorderflügel in die ausgedehnte Grenzschicht einer tangentia angeströmten Wand. Die Strömungsrichtung über den Querschnitt ist parallel zur Wand, während der Beitrag mit zunehmender Wandnähe abnimmt ( $\vec{q} = (v_x(y), 0, 0)$ ). Nachdem die Flügel in die gemessenen Stellungen gebracht worden waren - das proximale Ende ist an der Wand -, konnte JENSEN die Kräfte Widerstand und Auftrieb messen.

Der Versuch von JENSEN bedeutete einen Fortschritt, weil JENSEN an Originalflügelmaß, statt sich, wie es bis dahin üblich war, auf einen Vergleich mit - den Originalflügeln mehr oder weniger ähnlichen - technischen Profilen zu

beschränken. Dennoch kann man seine Ergebnisse nicht als verbindlich betrachten, und das hat verschiedene Gründe.

Es mußte bereits (S. 56 ff.) darauf hingewiesen werden, daß JENSEN bei seiner kinematischen Analyse sowohl bei der Berechnung der Objektkoordinaten aus den Bildkoordinaten als auch bei der weiteren mathematischen Behandlung seines Zahlenmaterials von falschen methodischen Voraussetzungen ausgegangen war. Darum müssen seine berechneten Geschwindigkeiten falsch sein.

Außerdem konnte JENSEN das Vektorfeld der Anströmung über die Flügellänge nur abschätzen; denn die heute zu Gebote stehenden Rechenhilfen (Elektronische Rechner) waren ihm damals sehr wahrscheinlich nicht zugänglich. In dieser hier vorgelegten Arbeit wird das erste Mal der Versuch gemacht, die Anströmung des Vorderflügels zuverlässig und quantitativ aus der gemessenen Kinematik zu berechnen (S.47 ).

Bei der Betrachtung der Strömungsbilder (Abb. 20) werden die Schwierigkeiten offenkundig, die man überwinden muß, will man das von JENSEN (1955) versuchte Experiment zuverlässig durchführen.

Zum einen ändern sich die Richtungen der Anströmung - teilweise - enorm (Abb. 20, Bild 14 - 20), zum anderen treten große Betragsunterschiede auf, und zwar nimmt der Betrag während des Abschlagens von proximal nach distal zu, während er beim Aufschlag von proximal nach distal auch abnimmt (Abb. 20, Bild 12 - 15).

Sei einmal angenommen, man könne die zeitlich "eingefrorenen" Vektorfelder simulieren, dann muß man noch folgendes erwägen:

Der Flügel vollzieht seine Bewegung innerhalb von Millisekunden. Wie die der Oberfläche nahe Strömung - insbesondere die Grenzschicht - sich dabei verhält, weiß bis heute niemand. Es ist fraglich, ob die stationär gewonnenen Ergebnisse ohne große Korrekturen auf instationäre Verhältnisse übertragbar sind. Bis jetzt steht ein Beweis dafür aus.

Es muß auch an Strömungsinterferenzen zwischen beiden Körperseiten - also über den Rumpf hinweg - gedacht werden. Es ist nämlich keineswegs sicher, daß diese bei den großen Amplituden von Vorder- und Hinterflügelschlag keine wesentliche Rolle spielen. Beim Vierflügler kommt erschwerend die Interferenz zwischen Vorder- und Hinterflügelumströmung hinzu. Die beiden Flügel bilden ein aerodynamisch gekoppeltes System, dessen Kopplungseigenschaften man nicht kennt. Schon bei Flugzeugen ist es schwer, die Wechselwirkungen von Tragfläche und Leitwerk zu berechnen. Wieviel schwieriger wird es bei diesen schnellen gegenseitigen Ortswechseln sein.

Deshalb scheint mir folgender Versuch mehr Erfolg zu versprechen:

Polkegel und Spurkegel der Bewegung sind bekannt. Man könnte versuchen, ein Getriebe zu bauen, das diese Bewegung erzeugt. Ob das mit der nötigen Präzision und Kleinheit (das Ganze darf wegen der Waage nicht viel wiegen) erreicht werden kann, ist allerdings sehr fraglich. Die

Vorteile lägen darin, daß die Anströmung etwa die gleiche wie beim Objekt wäre und auch im Zeitverhalten übereinstimmte.

## 7. Das Zusammenspiel von Muskelkräften und Luftkräften am Vorderflügel

Es soll jetzt versucht werden, die Kraftresultante (S.37 ) und Drehmomentenresultante (S.44 ) in die von den Muskeln und in die von der bewegten Luft herrührenden Anteile - wenigstens andeutungsweise - zu zerlegen. Zuvor seien noch Einzelheiten der Bahn  $\mu(t)$  des Normalenvektors geklärt.

Der Grundschiwingung der Bewegung des Vektors  $\mu$  ist eine Oberschwingung überlagert. Sie tritt nur während des Aufschlags stark in Erscheinung und dürfte ein Flattern des Flügels bedeuten. Man sieht nämlich (Abb. 20 und Tabelle 1 ), daß während des Aufschlags ab Phase 13 die Winkel  $\alpha_2$  und  $\alpha_3$  distal sehr stark negativ werden. Stünde der Flügel fest, so müßte man an seiner Hinterkante starke Wirbelbildung erwarten, vielleicht würde die Strömung sogar abreißen. In den Phasen 13 und 14 macht sich das nicht so stark bemerkbar, weil der Betrag der Relativgeschwindigkeit zunächst noch abnimmt und recht klein ist. Dann aber steigt er ziemlich rasch. Hier setzt nun das starke Oszillieren des Normalenvektors um die elliptische Bahn ein (vgl. auch Abb. 10).

Gefährlich werden die Strömungsverhältnisse für den Vorderflügel anscheinend kurz vor dem erneuten Abschlagen (Phase 18 und 19): Die Relativgeschwindigkeit nimmt beständig zu. Beim Aufschlag ist  $v_z < 0$ , beim Abschlag aber  $v_z > 0$ . Dementsprechend wären die Winkel  $\alpha_2$  und  $\alpha_3$

(Abb. 16, 18 und 19) hängen mit dem Überschwinger zusammen. Möglicherweise bremsen sehr starke Luftkräfte den Flügel.

Die beim Flügelabschlag in den Flügel hineingesteckte kinetische Energie wird während des Abschlagens von den Luftkräften verbraucht.

#### 8. Bemerkungen zur Kinematik des Hinterflügels

Die Analyse der Kinematik des Hinterflügels ist noch nicht abgeschlossen. Die Gründe dafür liegen im Objekt. Man könnte zwar den Hinterflügel einteilen in starre Teilbereiche (z.B. zwischen den Adern) und müßte ihn damit als ein System starrer Körper auffassen. Vielleicht läßt sich das gar nicht umgehen, doch befriedigt dieser Ansatz nicht, an dem Problem wird noch gearbeitet.

Es wurden keine Relativgeschwindigkeiten am Vorderrand des Hinterflügels bestimmt; denn wohl ist es möglich, die Relativgeschwindigkeit der führenden Berandung im Verhältnis zum Rumpf zu bestimmen, aber es kann vorläufig das Strömungsfeld zwischen dem Vorder- und dem Hinterflügel nicht berechnet werden. Dieses zeit- und ortsabhängige Vektorfeld hat sicherlich einen entscheidenden Einfluß auf die Relativgeschwindigkeit am Hinterflügel.

Will man den Abwind des Vorderflügels berechnen, so muß man die Umströmung dieses Flügels kennen. Sie ist dreidimensional und läßt sich nur schlecht auf ein ebenes Problem zurückführen. Hier sind große Schwierigkeiten, die man überwinden muß, will man die Strömungsverhältnisse bei der fliegenden Heuschrecke klären.

eben noch stark negativ und dann sehr rasch stark positiv (infolge von  $\alpha_1$ ). Das hätte sicher große Störungen zur Folge. Dem wird vorgebeugt durch schnelles aktives Drehen des Flügels um seine Längsachse. Folglich wird  $\alpha_1$  rasch klein und schließlich negativ. Anscheinend schwingt dabei der Flügel über (Phase 21 und 22). Warum bemerkt man in den Phasen 11 und 12 nicht Ähnliches? Weil beim Wechsel Abschlag-Aufschlag der Flügel zurückgenommen wird. Die Relativgeschwindigkeit wird kleiner und dementsprechend verläuft der Wechsel ruhiger als bei Ende des Aufschlags. (Die von NACHTIGALL (1965) beobachteten Sekundärschwingungen von Flügelteilen dürften grundsätzlich ebenso zu klären sein. Auch sie treten nach Drehungen auf. Allerdings muß man den sicherlich wesentlich anderen Verlauf von Pol- und Spurkegel berücksichtigen.)

Ich wende mich jetzt den Kräften zu. Aus dem zeitlichen Verlauf von der resultierenden Kraft (Abb. 16) und von dem resultierenden Drehmoment (Abb. 18) sowie von der kinetischen Energie (Abb. 19 b) schließe ich:

Die Flügelbewegung wird von der Heuschrecke aktiv eingeleitet durch - im Verhältnis zum Flügelgewicht - sehr große Muskelkräfte. Dann stellt sich ungefähr ein Gleichgewicht zwischen den Muskelkräften und den Luftkräften ein. Die einzelnen Kräfte werden dabei zunächst noch groß sein - dafür spricht die starke Anströmung in den Stellungen (Bild) 22, 23 und 24 - und dann rasch abnehmen, sodaß schließlich der Aufschlag mit relativ kleinen Muskelkräften zustande kommt. Die kleinen Spitzen in den Stellungen 14-15 und 18-19 (Abb. 16 und 18) <sup>werden</sup> auf die Luftkräfte zurückzuführen sein (Flattern). Die Spitzen in Stellung 21-22

VIII. Weiterführung der in dieser Arbeit  
aufgegriffenen Fragestellung

Doch auch ohne Kenntnis der Strömung zwischen Vorder- und Hinterflügel wird man behaupten dürfen, daß beim Abschlag des Hinterflügels die Relativgeschwindigkeit der Luft am Flügelvorderrand eine positive  $z$ -Komponente hat, während sie beim Aufschlag eine negative  $z$ -Komponente haben wird. Demnach sind die Gesamtschnittkurven des Hinterflügels (Abb. 25) vernünftig, weil die Luft mehr oder weniger tangential den Hinterflügel anströmt.

Die Relativgeschwindigkeiten der Luft sind direkt proportional dem Abstand vom Drehpunkt. Damit haben die Relativgeschwindigkeiten beim Abschlag (beim Aufschlag) distal größere (kleinere)  $z$ -Komponenten als die proximalen Flügelpunkte. Demzufolge müssen die distalen Flügelbereiche beim Abschlag (beim Aufschlag) stärker negativ (positiv) angestellt sein als die proximalen. Der Befund entspricht dieser Überlegung.

Eine Analyse des aktiven Tierflugs erfordert notwendigerweise die Aufzeichnung einiger  $n$ -dimensionaler Punktmengen (mathematisch formuliert). Das sind in erster Linie in Hinblick auf die hier angeschnittenen Themen:

- 1) die Flügelflächen,
- 2) die Kräfte und Momente.

Will man die Muskelerregung ebenfalls messen, so kämen elektrische Spannungen (Muskelpotentiale) hinzu, je nach Zahl der Ableitungen ebenfalls eine mehrdimensionale Punktmenge.

Die Punktmengen sind Funktionen der Zeit, der Flugart und der Fluggeschwindigkeit. Die Registrierung aller Größen erfordert wegen des großen Umfangs schon beim Experimentieren eine gewisse Automation: Die Heuschrecke sollte zum Beispiel den ihr zusagenden Körperwinkel wählen und die Kanalgeschwindigkeit einstellen können. Die Auslösung der Aufnahmeserie sollte beim Erreichen bestimmter vorgegebener Größen automatisch geschehen.

Die Analyse der beim aktiven Flug sich ergebenden Strukturen erfordert wegen der zu berücksichtigenden Datenfülle rationelle und sichere Methoden zur Datenauswertung (das Problem der Datenerfassung dürfte zunächst einmal gelöst sein).

Im Vordergrund steht für uns zur Zeit die Datentransformation in der Form der photogrammetrischen Auswertung der Stereo-Bild-Serien mit einer automatischen Datenerfassung. Uns kommt es darauf an, ganze Bildserien innerhalb möglichst kurzer Zeit genügend genau auszuwerten. Das Problem ist lösbar und in Angriff genommen worden.

Dann gilt es, verschiedene mathematische Verfahren für die Lösung unserer Probleme nutzbar zu machen. So ist

zum Beispiel das hier verwendete Verfahren zur Differenzierung nicht optimal. Man wird ferner darauf hinzielen müssen, die Datenfülle bei den Flächengestalten durch vernünftige mathematische Formen zu reduzieren.

Selbstverständlich übersteigt das die Möglichkeiten eines Einzelnen. Hier ist die koordinierte Zusammenarbeit vieler erforderlich. Diese Arbeit wird daher lediglich als ein Versuch gewertet, verschiedene Methoden auf ihre Tauglichkeit zu testen. Der Test ist für die benutzten Geräte im wesentlichen positiv verlaufen, der Einsatz der Theorie über die Kinematik starrer Körper brachte erwartungsgemäß ganz andere Möglichkeiten der Behandlung als bisher. Die gewonnene Datenfülle ist keineswegs ausgeschöpft. Die aus ihnen gewonnenen Ergebnisse sind neuartig, wenn sie sich evtl. auch vielfach nicht verallgemeinern lassen mögen. Eine Deutung vieler Befunde unterblieb bewußt, weil einerseits nicht sicher war, ob es sich um Einzelfälle handelt und weil andererseits eine Deutung nach dem heutigen Stand der Forschung nicht eindeutig sein konnte.

IX. Literaturverzeichnis

- ALBRECHT, F.O.: The Anatomy of the Migratory Locust.  
London. (1953).
- BILO, D.: Untersuchungen über die Flugbiophysik von  
Kleinvögeln (unter Anwendung der Hochfrequenz-  
Stereokinematographie und der Windkanaltechnik).  
Inaugural-Dissertation zur Erlangung der Doktor-  
würde der Naturwissenschaftlichen Fakultät der  
Ludwig - Maximilians - Universität München. (1969).
- BUDÓ, A.: Theoretische Mechanik. VEB Deutscher Verlag  
der Wissenschaften, Berlin. (1956).
- DEMOLL, R.: Der Flug der Insekten und der Vögel.  
Jena: Gustav Fischer. (1918).
- GROTEMEYER, K.P.: Analytische Geometrie. Walter de  
Gruyter & Co., Berlin. (1958).
- HAACK, W.: Darstellende Geometrie III. Axonometrie und  
Perspektive. Walter de Gruyter & Co., Berlin. (1957).
- v.HOLST, E.: Untersuchungen über Flugbiophysik I, Mes-  
sungen zur Aerodynamik kleiner schwingender Flügel;  
Biol. Zbl. 63: 289 - 326 (1943 b).
- JENSEN, M.: Biology and physics of locust flight.III.  
The aerodynamics of locust flight. Phil.Trans.  
B 239, 511-552 (1956).
- NACHTIGALL, W.: Die Kinematik der Schlagflügelbewegungen  
von Dipteren. Methodische und analytische Grund-  
lagen zur Biophysik des Insektenflugs.  
Z. vergl. Physiol. 52, 155-211 (1966).
- , Aerodynamische Messungen am Tragflügelsystem  
segelnder Schmetterlinge. Z.vergl.Physiol. 54,210-231 (1967).
- OEHME, H.: Untersuchungen über Flug und Flügelbau von  
Kleinvögeln. Journal für Ornithologie 100, Heft 4 (1959).
- OSBORNE, M.F.M.: Aerodynamics of flapping flight with  
application to insects. J. exp. Biol. 28,221-245 (1951).
- TEICHMANN, H.: Physikalische Anwendungen der Vektor-  
und Tensorrechnung. Bibliographisches Institut  
Mannheim. (1964).

VALENTINER, S.: Vektoren und Matrizen. Walter de Gruyter & Co.  
Berlin. (1958).

WEIS-FOGH, T. und M. JENSEN: Biology and physics of  
locust flight. I. Basic principles in insect flight.  
A critical review. Phil. Trans. B 239, 415-458 (1956).

WEIZEL, W.: Physikalische Formelsammlung. I. Mechanik,  
Strömungslehre, Elektrodynamik. Bibliographisches  
Institut Mannheim. (1962).

## Lebenslauf

Am 1.2.1938 wurde ich, Wolfram Zarnack, als Sohn des Technischen Zeichners Karl Heinrich Zarnack und seiner Ehefrau Lieselotte Zarnack, geb. Kaiser, in Schönow geboren.

### Schulausbildung:

Volksschule von 1944 - 1951.

Humanistisches Gymnasium von 1951 - 1957.

Abitur im Frühjahr 1957 in Berlin.

### Hochschulausbildung und wissenschaftliche Tätigkeit:

Im SS 1957 begann ich an der Technischen Universität Berlin das Studium der Fächer Physik und Mathematik.

Ab WS 1961 studierte ich an der Universität München und bestand im Herbst 1965 das Staatsexamen für das Lehramt an Höheren Schulen in den Fächern Physik und Mathematik.

Von November 1965 bis August 1967 unterrichtete ich an einer Privatschule. Daneben begann ich im Frühjahr mit der hier vorliegenden Dissertation und studierte das Fach Zoologie.

Mein Studium finanzierte ich fast ausschließlich selbst durch Werkarbeit. Seit dem Herbst 1967 bin ich als wissenschaftlicher Mitarbeiter halbtags beschäftigt. 1968 habe ich geheiratet.





